

UNIVERSIDADE FEDERAL DE SANTA CATARINA  
CENTRO TECNOLÓGICO DE JOINVILLE  
CURSO DE ENGENHARIA AEROESPACIAL

**GUSTAVO KRÜGER NETO**

**PROJETO CONCEITUAL DE UMA AERONAVE DE BAIXO CUSTO  
OPERACIONAL DA CATEGORIA LSA**

Joinville

2018

**GUSTAVO KRÜGER NETO**

**PROJETO CONCEITUAL DE UMA AERONAVE DE BAIXO CUSTO DA  
CATEGORIA LSA**

Trabalho apresentado como requisito para  
obtenção do título de bacharel no Curso de  
Graduação em Engenharia Aeroespacial do  
Centro Tecnológico de Joinville da  
Universidade Federal de Santa Catarina.

Orientador: Dr. Rafael Gigena Cuenca.

Joinville

2018

**GUSTAVO KRÜGER NETO**

**PROJETO CONCEITUAL DE UMA AERONAVE DE BAIXO CUSTO DA  
CATEGORIA LSA**

Este Trabalho de Conclusão de Curso foi julgado adequado para obtenção do título de bacharel em Engenharia Aeroespacial, na Universidade Federal de Santa Catarina, Centro Tecnológico de Joinville.

Joinville, 05 de julho de 2018.

---

Dra. Talita Sauter Possamai  
Coordenadora do Curso

**Banca Examinadora:**

---

Dr. Rafael Gigena Cuenca  
Orientador

---

Dr. Antônio Otaviano Dourado  
Membro

---

Dr. Marcos Alves Rabelo  
Membro

Dedico este trabalho aos meus queridos pais.

## **AGRADECIMENTOS**

Agradeço primeiramente aos meus quatro companheiros inseparáveis, Jesus, Nossa Senhora, meu Anjo da Guarda e Deus por terem me dado capacidade, proteção, saúde e determinação para enfrentar todos os desafios durante essa caminhada. Em segundo lugar agradeço aos meus pais, Luiz e Elenice, por toda a paciência e apoio incondicional que eles me deram durante toda a minha vida.

Não posso deixar de citar todos meus colegas de faculdade que durante esses 5 anos passaram comigo por todas as dificuldades inerentes de um curso de engenharia, mas levando tudo sempre no bom humor, o que com certeza fez com que a caminhada ficasse mais fácil e prazerosa.

Gostaria de agradecer também aos verdadeiros professores da UFSC Joinville, por terem me ajudado na minha formação como engenheiro, em especial ao professor Rafael Cuenca pela atenção e ajuda para a realização desse trabalho.

Agradeço também à equipe da Cruzeiro do Sul Aviação pela disponibilização dos dados das manutenções do motor utilizado na aeronave estudada nesse texto. Esses valores enriqueceram os resultados finais do projeto.

E para finalizar agradeço a todos os citados e não citados aqui, que contribuíram nesses últimos 5 anos para fazer com que eu passasse de um adolescente a um homem formado não só para a engenharia mas para a vida.

*“Quem dorme sonha, quem trabalha realiza seus sonhos”*  
(Desconhecido)

*“Pra quem tem pensamento forte  
o impossível é só questão de opinião”*  
(Chorão, Thiago Castanho)

## **RESUMO**

O custo para se ter uma aeronave não é baixo devido a uma série de fatores que englobam o projeto e certificação desse produto. Tendo isso em vista, este estudo propõe o projeto conceitual de uma aeronave de baixo custo operacional da categoria LSA, que possua asas dobráveis a fim de diminuir as despesas com hangar, para tornar a aquisição de aviões mais acessível. Com os principais objetivos de desenvolver o projeto conceitual de uma aeronave e contribuir para o estudo do tipo de avião em questão, o presente trabalho mostra o desenvolvimento desde a parte inicial do projeto, como a estimativa de carga alar e razão peso potência, até pontos mais específicos, como análise da estabilidade estática e dinâmica. Por fim será realizada uma simulação da missão proposta com o intuito de obter dados de desempenho da aeronave. Com tais dados é feita uma comparação com aviões da mesma categoria para demonstrar a eficácia do projeto.

**Palavras-chave:** Custo operacional. Asas dobráveis. Despesas com hangar. Desempenho.

## ABSTRACT

The cost to have an aircraft is not low because of some factors that include the design and certifications of this product. Thus, this study proposes the conceptual design about a low-operating cost aircraft of the LSA category and that has foldable wings, in order to decrease also the costs with hangar, to become the acquisition of the airplane more accessible. Knowing that the main objectives are develop the conceptual design of an aircraft and contribute to study about this kind of airplane, this work shows the developing since the parts of begining of the project, like the estimative of load of wing and ratio weight power, until datas more specifs like static and dynamic stablit analisys. In the end, it is made a simulation of the mission of the airplane, in order to get datas about the performance of the aircraft. With this datas, is made a comparison to others airplanes of the same sort of category, for the purpose of show the efficiency of this project.

**Keywords:** Operating cost. Foldable wings. Costs with hangar. Performance.



## LISTA DE FIGURAS

Figura 1– Fluxograma do projeto conceitual da aeronave .....	22
Figura 2 - Exemplo de matriz QFD .....	26
Figura 3- Proposta de missão para a aeronave .....	31
Figura 4 - Diagrama de restrições.....	39
Figura 5- Propagação de estol em diferentes geometrias de asas.....	42
Figura 6- Exemplos de aeronaves com configuração de empenagem, em V, H, canard, T e convencional.....	43
Figura 7- Esboços das concepções selecionadas .....	45
Figura 8– Dimensionamento da envergadura para as configurações 2 e 3 .....	48
Figura 9– Dimensões padrão de uma pessoa com 1,75 m de altura.....	50
Figura 10- Dimensões iniciais da cabine (medidas em metros) .....	50
Figura 11– Esboço das forças atuando na estrutura que liga a fuselagem aos estabilizadores da configuração 4 .....	53
Figura 12– Distribuição de pesos para a configuração 2 (medidas em metros).....	59
Figura 13– Modelagem das concepções no OpenVSP .....	60
Figura 14 - Representação das diferenças entre as curvas de coeficientes de sustentação 2D e 3D versus o ângulo de ataque. ....	64
Figura 15– Modelagem das aeronaves no XFLR5 para análises aerodinâmicas e de estabilidade .....	67
Figura 16-Resumo dos principais dados da configuração escolhida. Todas as medidas da figura estão em metros .....	70
Figura 17 – Modelamento 3D da cabine .....	73
Figura 18 – 3 vistas da cabine (medidas em milímetros) .....	73
Figura 19 – Configuração do painel de instrumentos.....	74
Figura 20 – 3 vistas da primeira estimativa da fuselagem principal (medidas em milímetros).....	76
Figura 21– Modelagem da aeronave no software XFLR5 .....	86
Figura 22– Modelagem da aeronave no software OpenVSP.....	86
Figura 23– Gráfico pesos vazio e da asa e coeficiente k para aeronaves com asas dobráveis ..	91

Figura 24– Gráfico pesos vazio e da asa e coeficiente k para aeronaves com asas sem dobras .....	92
Figura 25– Vista lateral da aeronave com o trem de pouso (dimensões em milímetros).....	94
Figura 26- Vista inferior da aeronave com o trem de pouso (dimensões em milímetros) .....	95
Figura 27– Três vistas da estrutura do trem de pouso principal (dimensões em milímetros) ..	97
Figura 28– Deflexões no trem de pouso principal (dimensões em milímetros).....	98
Figura 29– Montagem do trem de pouso principal.....	99
Figura 30–Trem de pouso principal montado.....	99
Figura 31– Três vistas da haste do trem de pouso dianteiro (dimensões em milímetros).....	100
Figura 32– Três vistas do suporte do trem de pouso dianteiro (dimensões em milímetros) ..	100
Figura 33– Montagem do trem de pouso dianteiro.....	101
Figura 34–Trem de pouso dianteiro montado.....	101
Figura 35– Diferença do arrasto em um trem de pouso com e sem carenagens de rodas. O experimento foi feito a uma velocidade de 160 km/h. ....	103
Figura 36- Trem de pouso 14 a.....	104
Figura 37– Carenagem de roda tipo C.....	104
Figura 38– Contribuição de cada parte da aeronave para o arrasto parasita .....	105
Figura 39– Modelagem do tanque de combustível.....	106
Figura 40– Dimensões do tanque de combustível (em milímetros) .....	107
Figura 41- Gráfico potência de eixo versus altitude de voo para diferentes rotações do motor .....	108
Figura 42- Gráfico potência disponível versus velocidade de voo.....	109
Figura 43- Gráfico eficiência da hélice versus velocidade de voo .....	109
Figura 44- Gráfico tração disponível versus velocidade de voo .....	110
Figura 45– Dimensão final da asa e ailerons, considerando a semi envergadura mostrada (em milímetros) .....	111
Figura 46– Forças e momentos atuantes na aeronave durante a decolagem .....	112
Figura 47– Dimensões do profundor e estabilizador horizontal (em milímetros).....	112
Figura 48- $C_l \times \alpha$ para o perfil NACA0012 com a deflexão de $-33^\circ$ (curva vermelha) e sem deflexão (curva marrom) .....	113
Figura 49– Forças atuantes na aeronave durante um voo com rajada lateral .....	115
Figura 50– Simulação para definição do leme no XFRLR5 .....	116
Figura 51– Dimensões do leme e estabilizador vertical .....	117
Figura 52– Efeito das esteiras do estabilizador horizontal no estabilizador vertical.....	118

Figura 53– Gráfico de tração requerida versus velocidade de voo.....	119
Figura 54– Gráfico de potência requerida versus velocidade de voo.....	120
Figura 55– Velocidade para máximo alcance de voo.....	120
Figura 56– Polar de arrasto da aeronave .....	123
Figura 57– Diagrama V-n.....	125
Figura 58– Comparação de dimensões entre a aeronave e um carro.....	127
Figura A 1- Esquema de funcionamento do trem de pouso principal.....	138
Figura A 2– Sistema de referência para a análise do trem de pouso principal.....	139
Figura A 3– Cargas laterais no trem de pouso.....	142
Figura A 4– Cargas laterais no trem de pouso principal.....	143
Figura A 5– Carga na haste do trem de pouso dianteiro.....	143
Figura A 6– Carregamento no suporte do trem de pouso dianteiro.....	144
Figura A 7- Diagrama P-V ciclo Otto.....	146
Figura A 8– Consumo de combustível versus rotação do motor.....	149
Figura A 9- Nomenclatura utilizada para as distâncias ao longo da asa.....	150
Figura A 10– Taxa de rolagem em função do tempo.....	151
Figura A 11– Efetividade do aileron.....	152
Figura A 12– Efeitos do estabilizador horizontal no leme durante o spin.....	157
Figura B 1- Autovalores movimentos longitudinais .....	163
Figura B 2- Autovalores movimentos látero- direcionais .....	163
Figura B 3– Gráfico dos parâmetros de estabilidade estática .....	164
Figura B 4– Fatores de amortecimento dos movimentos oscilatórios relacionados à estabilidade dinâmica .....	165
Figura B 5– Frequência natural modo rolagem holandesa [rad/s] .....	165
Figura B 6– Constante de tempo para o modo rolagem [s] .....	166
Figura B 7– Tempo para duplicar a amplitude do modo espiral [s] .....	166
Figura B 8– Indicação do nível de qualidade do voo para o modo período curto com base na frequência natural e relação $n/\alpha$ para voos em cruzeiro (fase de voo B) .....	168
Figura B 9– Indicação do nível de qualidade do voo para o modo período curto com base na frequência natural e relação $n/\alpha$ para pousos e decolagem (fase de voo C).....	169
Figura C 1– Vista lateral .....	172
Figura C 2– Vista frontal.....	173
Figura C 3– Vista superior .....	174
Figura C 4– Vista lateral aeronave dobrada .....	175
Figura C 5– Vista frontal aeronave dobrada .....	176
Figura C 6– Vista superior aeronave dobrada.....	177

Figura C 7– Desenho final em SolidWorks® .....	178
--	-----

## **LISTA DE QUADROS**

Quadro 1 - Matriz de ciclo de vida versus atributos do produto.....	23
Quadro 2 - Matriz morfológica da configuração inicial da aeronave.....	41
Quadro 3 - Matriz morfológica da configuração inicial da aeronave.....	45

## LISTA DE TABELAS

Tabela 1– Preço de algumas aeronaves LSA (preço pesquisado em setembro de 2017).....	18
Tabela 2– Preço de locação mensal de hangares no Brasil .....	19
Tabela 3– Dimensões de aeronaves LSA com asas dobráveis .....	20
Tabela 4- Peso (importância) das necessidades dos clientes .....	24
Tabela 5- Pesos dos requisitos de projeto.....	27
Tabela 6- Características de algumas aeronaves LSA.....	29
Tabela 7- Estimativa inicial do peso da aeronave .....	37
Tabela 8- Mapeamento dos pesos em cada ponto da missão .....	37
Tabela 9- Especificações dos requisitos de projeto .....	40
Tabela 10– Primeiro dimensionamento das configurações .....	51
Tabela 11– Forças aerodinâmicas atuando na empenagem da configuração 4 .....	53
Tabela 12 – Peso dos componentes .....	55
Tabela 13– Centro de gravidade e momento de inércia de massa das concepções .....	59
Tabela 14– Novos parâmetros para as configurações 4 e 5 .....	62
Tabela 15– Resultados da simulação para estabilidade.....	63
Tabela 16– Resultados das simulações para obter os parâmetros aerodinâmicos .....	65
Tabela 17– Resultado para o desempenho das aeronaves .....	66
Tabela 18- Escolha da melhor concepção com base nos requisitos de projeto .....	68
Tabela 19– Comparação entre motores .....	75
Tabela 20– Comparação entre perfis para a empenagem .....	78
Tabela 21– Comparação dos parâmetros da aeronave com diferentes perfis para a asa .....	80
Tabela 22– Comparação para a escolha do perfil da asa .....	81
Tabela 23– Primeiros dados de estabilidade da aeronave para diferentes condições de voo de cruzeiro .....	87
Tabela 24– Dados do primeiro dimensionamento da asa e estabilizadores .....	88
Tabela 25– Peso dos trens de pouso .....	102
Tabela 26– Ângulos de trimagem do profundor.....	114
Tabela 27– Dados finais de desempenho da aeronave para uma possível missão .....	122
Tabela 28 – Comparação de economia de combustível entre aeronaves da categoria LSA ..	124
Tabela 29 – Comparação entre os dados finais e os estimados no início do trabalho.....	126
 Tabela B 1– Derivadas de estabilidade para a distribuição de peso a).....	 161

Tabela B 2 – Dados para cálculo de estabilidade da distribuição de peso a) .....	162
Tabela B 3– Critério de qualidade de voo para a estabilidade dinâmica para os procedimentos de pouso e decolagem (fase de voo C) de aeronaves da classe 1 .....	164
Tabela B 4 – Frequência natural para o modo período curto e $n/\alpha$ .....	167
Tabela B 5 – Estabilidade longitudinal dinâmica com efeitos do motor para a distribuição de carga b).....	170

## **LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS**

AHP – Analytic Hierarchy Process

ALE – Aeronave Leve Esportiva

ANAC – Agência Nacional de Aviação Civil

ANTT – Agência Nacional de transportes Terrestres

ASTM – American Section for Testing Materials

CAS – Calibrated Airspeed

CG – Centro de Gravidade

CS-VLA Certification Specifications for Very Light Aeroplanes

EEUFMG – Escola de Engenharia da Universidade Federal de Minas Gerais

FAA – Federal Aviation Administration

FAR – Federal Aviation Regulations

JAR – Joint Aviation Requirements

LSA – Light Sport Aircraft

MTOW – Maximun Take Off Weight

NACA - National Advisory Committee for Aeronautics

QFD – Quality Function Development

RBAC – Regulamento Brasileiro de Aviação Civil

TBO – Time Between Overhaul

VRF – Visual Rules Flight



## SUMÁRIO

<b>1</b>	<b>INTRODUÇÃO .....</b>	<b>12</b>
1.1	OBJETIVOS.....	13
1.1.1	Objetivo geral .....	13
1.1.2	Objetivos específicos.....	13
<b>2</b>	<b>FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA.....</b>	<b>14</b>
2.1	METODOLOGIA PARA O PROJETO DE UMA AERONAVE .....	14
2.1.1	Determinações de requisitos.....	15
2.1.2	Estudos preliminares .....	15
2.1.3	Anteprojeto .....	15
2.1.4	Projeto .....	15
2.1.5	Fabricação .....	16
2.1.6	Ensaio de solo .....	16
2.1.7	Ensaio de voo.....	16
2.2	CATEGORIA DA AERONAVE .....	16
2.3	CUSTOS COM UMA AERONAVE PARTICULAR .....	18
2.4	AERONAVES COM ASAS DOBRÁVEIS.....	20
<b>3</b>	<b>INÍCIO DO PROJETO DA AERONAVE.....</b>	<b>22</b>
3.1	NECESSIDADES DOS CLIENTES.....	23
3.2	REQUISITOS DE PROJETO .....	24
3.3	ESPECIFICAÇÕES DOS REQUISITOS DE PROJETO E ESTUDOS PRELIMINARES .....	28
3.3.1	Especificações básicas.....	28
3.3.2	Missão .....	31
3.3.3	Estimativa do peso máximo de decolagem .....	32
3.3.4	Estimativa da área de referência e potência do motor (diagrama de restrições) .....	37
<b>4</b>	<b>SELEÇÃO DA CONFIGURAÇÃO INICIAL DA AERONAVE.....</b>	<b>41</b>
4.1	SISTEMAS BÁSICOS DE UMA AERONAVE .....	41
4.1.1	Asa.....	42
4.1.2	Fuselagem.....	43
4.1.3	Empenagem .....	43
4.1.4	Trem de pouso .....	44

4.2	DESENVOLVIMENTO DE CONCEPÇÕES POSSÍVEIS E ESCOLHA DA MELHOR SOLUÇÃO .....	44
4.2.1	Hipóteses assumidas para a comparação .....	47
4.2.2	Dimensões da asa e empenagem .....	48
4.2.3	Dimensionamento da cabine .....	49
4.2.4	Resultados do primeiro dimensionamento .....	51
4.2.5	Refinamento dos pesos .....	52
4.2.6	Cálculo do centro de gravidade .....	57
4.2.7	Análise de estabilidade .....	60
4.2.8	Desempenho .....	63
4.2.9	Escolha da melhor concepção utilizando a matriz QFD .....	67
<b>5</b>	<b>REFINAMENTO DO PROJETO CONCEITUAL DA CONCEPÇÃO</b>	
	<b>ESCOLHIDA .....</b>	<b>71</b>
5.1	DESENHO DA FUSELAGEM.....	71
5.1.1	Cabine.....	71
5.1.2	Escolha do motor.....	74
5.1.3	Fuselagem principal .....	76
5.2	PROJETO DA ASA E DOS ESTABILIZADORES .....	77
5.2.1	Escolha dos perfis.....	77
5.2.2	Estabilidade .....	81
5.3	ESTIMATIVA DO PESO EXTRA CAUSADO PELA DOBRA DA ASA .....	90
5.4	TREM DE POUSO .....	93
5.4.1	Posicionamento do trem de pouso na aeronave.....	93
5.4.2	Tamanho dos pneus .....	95
5.4.3	Rodas, freios e eixos.....	96
5.4.4	Trem de pouso principal.....	97
5.4.5	Trem de pouso dianteiro .....	99
5.4.6	Melhorias aerodinâmicas do trem de pouso .....	102
5.5	TANQUE DE COMBUSTÍVEL.....	105
5.6	GRUPO MOTOPROPULSOR .....	107
5.6.1	Variação da potência com a altitude de voo.....	107
5.6.2	Desempenho do grupo motopropulsor .....	108
5.7	DIMENSIONAMENTO DAS SUPERFÍCIES DE CONTROLE .....	110
5.7.1	Ailerons .....	110

5.7.2	Profundor.....	111
5.7.3	Leme .....	114
5.7.4	Flaps .....	118
<b>6</b>	<b>DESEMPENHO DA AERONAVE.....</b>	<b>119</b>
6.1	TRAÇÃO E POTÊNCIA REQUERIDAS .....	119
6.2	RESULTADOS FINAIS DO DESEMPENHO E COMPARAÇÃO COM AERONAVES DA MESMA CATEGORIA .....	121
6.3	ANÁLISE DE CUSTO .....	124
6.4	DIAGRAMA V – n .....	125
<b>7</b>	<b>PARÂMETROS FINAIS.....</b>	<b>126</b>
<b>8</b>	<b>CONCLUSÃO .....</b>	<b>128</b>
8.1	SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS .....	129
	<b>APÊNDICE A – Equacionamento e hipóteses adotadas.....</b>	<b>133</b>
	<b>APÊNDICE B – Dados da estabilidade da aeronave.....</b>	<b>160</b>
	<b>APÊNDICE C – Dimensões e desenhos finais da aeronave.....</b>	<b>170</b>
	<b>APÊNDICE D – Matriz QFD.....</b>	<b>179</b>

## 1 INTRODUÇÃO

Muitas pessoas tem o sonho de ter seu próprio avião, mas esbarram em um problema comum a quase todas as aeronaves, o custo. Peças e aparelhos aeronáuticos em geral tem um preço elevado pois, além da necessidade de serem leves e eficientes, os mesmos tem que seguir rigorosas normas certificadoras.

Além disso, os custos para se manter uma aeronave também são altos. Essas despesas são chamadas de operacionais e são divididas em duas vertentes, os custos fixos, como seguro e aluguel de hangar, e custos variáveis, como combustível, óleo e manutenção (HOUSTON, 2017).

O custo não é o único problema para quem quer comprar seu próprio avião. Com uma frota que, segundo dados do Anuário da Aviação geral de 2012, é a segunda maior do mundo na aviação geral, o Brasil sofre também com um grave problema de falta de hangares (AVIAÇÃO, 2013). Esse problema é agravado nas grandes cidades como São Paulo, onde o aeroclube do Campo de Marte, já em 2012, estava superlotado de helicópteros e pequenas aeronaves privadas (STOCHERO, 2012).

Pensando nisso, propomos o projeto conceitual de uma aeronave recreativa com custos menores do que as aeronaves presentes hoje no mercado. Para isso realizamos o projeto de um pequeno avião *monoplace* com asas dobráveis, a fim de que os custos com hangar fossem minimizados, e o proprietário possa guardá-lo em um espaço privativo, como sua garagem.

Além disso, o projeto visa que o avião tenha um desempenho intermediário entre as categorias ultraleve e um *Light Sport Aircraft* (LSA), porém se encaixando nas normas da última, pelo fato desse tipo de aeronave trazer mais confiança e segurança que os ultraleves. Com relação à categoria LSA, a mesma vem crescendo mundialmente devido aos avanços tecnológicos, e fizeram com que pilotos de ultraleve migrassem para essas aeronaves com performance muito superior (LANZA, 2014).

O presente trabalho se justifica pela tentativa de tornar a aviação geral mais acessível, se preocupando também com os problemas que podem surgir caso a frota de aeronaves cresça muito, como por exemplo, a superlotação de hangares.

Além das justificativas citadas acima, devido ao fato de existirem poucas referências a respeito do projeto conceitual de aeronaves com asas dobráveis, e as que existem se referirem à aviação militar, o presente estudo de caso tem também a intenção de contribuir para o estudo

desse tipo de avião. O texto mostra alternativas para obtermos dados importantes para o projeto conceitual como a estimativa do aumento de peso causado pela dobra nas asas, devido ao reforço estrutural.

O desenvolvimento do projeto é feito seguindo a abordagem de Barros (2001) para o projeto de aeronaves leves subsônicas. Nos atemos principalmente às partes de projeto relacionadas às especificações de requisitos, onde foi usado o método da matriz telhado ou *Quality Function Development* (QFD) para auxiliar nessa tarefa. Para os estudos preliminares, anteprojeto e parte do projeto em si, foram utilizadas ferramentas computacionais para análise de desempenho e modelagem da geometria como Matlab®, AutoCad®, SolidWorks®, XFLR5 e OPENVSP.

## 1.1 OBJETIVOS

Para resolver a problemática do projeto da aeronave em questão, propomos neste trabalho os seguintes objetivos.

### 1.1.1 Objetivo geral

Realizar o projeto conceitual de uma aeronave recreativa da categoria LSA com baixo custo operacional se comparada as outras aeronaves da mesma categoria.

### 1.1.2 Objetivos específicos

- Estimar as principais características de desempenho e estabilidade da aeronave;
- Contribuir para futuros projetos de aeronaves da aviação geral que possuam asas dobráveis;
- Realizar uma análise comparativa final entre a aeronave proposta com as aeronaves presentes hoje no mercado.

## 2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

Neste capítulo serão apresentados detalhes a respeito de temas que compõe a proposta principal desse trabalho, como a metodologia utilizada, a categoria da aeronave, certificação e custos com uma aeronave. Além disso, faremos uma pesquisa de aeronaves que possuam propostas semelhantes à nossa.

### 2.1 METODOLOGIA PARA O PROJETO DE UMA AERONAVE

Existem diferentes autores que sugerem diversas abordagens para o desenvolvimento de projetos de aeronaves. No presente trabalho decidimos seguir as recomendações feitas por Barros (2001), que propõe uma abordagem diretamente relacionada a aeronaves leves subsônicas. A teoria utilizada é baseada em quatro referências conhecidas no ramo de projetos aeronáuticos, Torenbeck (1981), Raymer (1989), Roskan (1985) e Vandaele (1962)<sup>1</sup>, além dos estudos de Claudio Pinto de Barros em projetos no Centro de Estudos Aeronáuticos da Escola de Engenharia da Universidade Federal de Minas Gerais (EEUFMG).

Segundo essa referência, o processo completo de desenvolvimento de uma aeronave pode ser dividido nas seguintes etapas:

- 1) Determinações de requisitos;
- 2) Estudos preliminares;
- 3) Anteprojeto;
- 4) Projeto;
- 5) Fabricação;
- 6) Ensaaios de solo;
- 7) Ensaaios de voo.

Apresentaremos cada uma destas etapas neste trabalho para deixar claro os aspectos que serão levados em conta no projeto a ser apresentado.

---

<sup>1</sup> Remeto o leitor à obra de Barros (2001) para ter acesso a estas referências.

### **2.1.1 Determinações de requisitos**

As especificações de requisitos compreendem os aspectos desejáveis que darão ao consumidor final o produto que satisfaça suas necessidades. Isso engloba a finalidade do projeto, o desempenho e missões pretendidas para a aeronave, bem como as características gerais do avião em questão.

### **2.1.2 Estudos preliminares**

Os estudos preliminares compreendem as análises necessárias antes de se começar o projeto em si. Nesses estudos entram, segundo Barros (2001), métodos comparativos com aeronaves semelhantes no mercado através de dados técnicos ou tabelas comparativas, e as delimitações do protótipo, como configurações internas e externas, escolha de materiais e equipamentos, e requisitos operacionais como peso, tamanho e potência necessária.

Além disso, é interessante fazer um levantamento, durante essa etapa, das prioridades que o produto final deve apresentar, e levar esses aspectos em conta na hora de tomadas de decisões durante o projeto.

### **2.1.3 Anteprojeto**

No anteprojeto definimos uma concepção inicial para a aeronave e começamos a trabalhar com a mesma, definindo as características aerodinâmicas da asa, projeto inicial da empenagem e fuselagem, localização do motor e estimativa refinada do peso da aeronave.

Essa parte do projeto nos retorna uma configuração mais detalhada da aeronave e possibilita termos dados suficientes para os cálculos mais apurados presentes no projeto em si da aeronave.

### **2.1.4 Projeto**

É nessa etapa que começamos a refinar os parâmetros de desempenho da aeronave. Fazemos cálculos aerodinâmicos e de estabilidade estática e dinâmica do avião como um todo. Além disso, vemos a resposta da aeronave a certos tipos de manobras e estimamos os cálculos de cargas com auxílio do diagrama V-n por exemplo.

Nessa etapa, Barros (2001) também propõe os dimensionamentos estruturais e desenhos detalhados de peças que irão compor a aeronave. Porém, esses dois últimos tópicos, por ocuparem um grande tempo de projeto, não serão tratados nesse texto.

Também pela questão de tempo e do fator financeiro, não serão abordados os itens fabricação e ensaios de solo e voo, apenas serão exemplificados a seguir.

### **2.1.5 Fabricação**

É o processo onde as peças do protótipo são fabricadas e montadas a fim de se obter a aeronave que passará pelos testes de certificação.

### **2.1.6 Ensaios de solo**

São feitas manobras em solo com o protótipo e testados alguns componentes, como controle direcional para o taxiamento e sistema de freios.

### **2.1.7 Ensaios de voo**

Nessa parte, a qualidade, segurança e manobrabilidade de voo são testadas e comparadas com os dados teóricos de projeto, com a finalidade de se obter a certificação e garantir que a aeronave possua as características de voo pretendidas inicialmente.

Todos os tópicos citados anteriormente são influenciados pela categoria da aeronave, que será melhor detalhado a seguir.

## **2.2 CATEGORIA DA AERONAVE**

Uma aeronave pode ser enquadrada em um dos seguintes principais grupos: aeronaves militares, aeronaves civis de transportes sejam de passageiros ou de cargas e aeronaves civis conhecidas como aeronaves de aviação geral.

Segundo a Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC), uma aeronave de aviação geral de asa fixa tem como característica um peso máximo de 12500 lb, cerca de 5670 kg, e são chamadas de célula 1 em caso de aeronaves fabricadas em material composto, e célula 3 para aeronaves metálicas.



Dentro da aviação geral existem vários ramos, como os ultraleves, aeronaves experimentais, aeronaves homologadas e mais recentemente as chamadas Aeronaves Leves Esportivas (ALE), ou LSA. Pela definição da *Federal Aviation Administration* (FAA) um avião LSA é uma aeronave fácil de voar, simples de operar e manter e que, desde sua certificação inicial, preserva as seguintes características construtivas e de desempenho:

- Operação VRF (*Visual Flights Rules*);
- Hélice de passo fixo ou ajustável em solo;
- Trem de pouso fixo, ou reposicionável para anfíbios;
- Velocidade máxima, em máxima potência com voo nivelado de 120 nós (velocidade calibrada (*Calibrated Airspeed* (CAS)<sup>2</sup>);
- Peso máximo de decolagem de 600 kg, ou 650 kg para anfíbios;
- Razão de subida maior que 95 m/min (1,6 m/s);
- Velocidade de estol máxima de 45 nós (velocidade calibrada CAS ao nível do mar para MTOW (*Maximum Take Off Weight*)) sem a utilização de dispositivos hipersustentadores;
- Cabine não pressurizada;
- Máximo de dois ocupantes;
- Monomotor a pistão;
- Operação em aeroportos de até 10000 ft acima do nível do mar.

Para que uma aeronave possa realmente ser certificada como LSA/ALE, deve ter sido projetada, ensaiada e aprovada de acordo com as normas da *American Section for Testing Materials* (ASTM) aplicável ao tipo da aeronave, e seu fabricante deve garantir que o projeto esteja em conformidade com as normas consensuais ou partes do *Federal Aviation Regulations* n° 21 (FAR 21), Regulamento Brasileiro de Aviação Civil n° 21 (RBAC 21) no Brasil, ou do *Certification Specifications for Very Light Aeroplanes* (CS-VLA) na Europa, que está relacionado à certificação do produto aeronáutico.

Segundo Lanza (2014), há dois tipos de aeronaves LSA, o *Special LSA* (S-LSA) e o *Experimental LSA* (E-LSA). O *Special LSA* é o avião entregue ao cliente totalmente pronto, já configurado, e que pode ser utilizado até para algumas atividades remuneradas, como reboque de planadores, instrução de voo em escolas de aviação, voos panorâmicos. Sua manutenção

---

<sup>2</sup> CAS corresponde à velocidade calibrada, ou seja, é a velocidade calculada pelo instrumento considerando a diferença de pressão no tubo de Pitot, porém projetado com valores de pressão e densidade no nível do mar. Conforme aumentamos a altitude, mais distante ficamos da velocidade verdadeira, que é maior que a velocidade calibrada

deve ser executada sempre por oficinas homologadas ou mecânicos independentes habilitados, e não pode ser modificado sem aprovação do fabricante ou da autoridade aeronáutica.

Já o E-LSA é uma aeronave experimental construída por amador (ou por um especialista contratado, ou a própria empresa fabricante do kit), a partir de um kit oriundo do projeto do S-LSA, com a vantagem de não se aplicar a regra dos 51% (maior porção), ou seja, o fabricante pode entregá-lo pronto ou praticamente pronto ao construtor/proprietário, deixando para este decidir a forma como será feito o acabamento e a instalação de equipamentos, desde que essas tarefas estejam previstas no manual de construção da aeronave. Para que exista a aprovação de comercialização do kit, o fabricante deve ter pelo menos uma aeronave do modelo certificada como S-LSA.

Apesar das aeronaves LSA serem mais baratas que uma aeronave homologada, elas ainda possuem um custo relativamente alto para o proprietário, que são inerentes à maioria dos aviões como veremos no próximo tópico.

## 2.3 CUSTOS COM UMA AERONAVE PARTICULAR

O custo de aquisição da aeronave pode variar muito em uma mesma categoria e depende principalmente do desempenho da aeronave e de seu propósito. A Tabela 1 apresenta alguns exemplos de preços disponíveis em classificados de aeronaves novas ou seminovas da categoria LSA vendidas no Brasil. Todos os dados foram retirados do site de classificados [www.aeromercado.com.br](http://www.aeromercado.com.br).

Tabela 1– Preço de algumas aeronaves LSA (preço pesquisado em setembro de 2017)

<b>Aeronave (ano)</b>	<b>Fabricante</b>	<b>Preço R\$</b>
Quasar (2016)	Aeroalcool	355000
Harmony (2017)	Evektor	390000
Conquest (2015)	Inpaer	299000
P1 (2016)	Paradise	300000
T23 (2017)	Techfly	400000

Fonte: Autor (2018).

Custos operacionais também podem variar dependendo da categoria. É comum na aviação executiva que os proprietários contratem pilotos para pilotarem suas aeronaves,

enquanto na aviação de recreio esse custo é zero, pois é o próprio dono do avião quem pilota sua aeronave.

Com relação à manutenção, o custo e tempo entre manutenções também varia, dependendo da aeronave, segundo Cobel (2017), de 50 a 200 horas de voo em média. Junto com a inspeção da aeronave em geral, existe a inspeção do motor, sendo que depois de um certo tempo de operação, o mesmo deve ser desmontado e passar por uma inspeção geral. O tempo entre essa inspeção completa é chamado *Time Between Overhaul* (TBO) e varia de acordo com o motor. Um motor Lycoming O-235 por exemplo, amplamente utilizado na aviação geral de pequeno porte, possui um TBO de 2400 horas. O valor das manutenções variam não somente com o tipo de motor, mas com a oficina onde a mesma será feita.

As despesas com o armazenamento da aeronave podem ser elevados dependendo da região. Na Tabela 2 temos alguns preços de aluguel de hangares no Brasil disponíveis no período de agosto de 2017 em classificados para aeronaves de pequeno porte.

Tabela 2– Preço de locação mensal de hangares no Brasil

<b>Localização</b>	<b>Quantidade de vagas</b>	<b>Preço R\$</b>
Resende – RJ	1	1260
Jacarepaguá – RJ	1	2000
São José – SC	1	1500
Bacacheri, Curitiba – PR	1	2500
Jundiaí – SP	1	1000

Fonte: Autor (2018).

O custo com combustível depende primeiramente do tipo de combustível, do motor e da localidade onde ocorrerá o abastecimento (devido ao transporte, câmbio, etc.). O combustível mais utilizado em motores aeronáuticos a pistão é a gasolina de aviação (AVGAS). O preço do litro desse tipo de combustível, em abril de 2017, era de 6,08 reais em Sorocaba – SP, e de 5,61 reais em Florianópolis – SC, segundo a Força aérea Brasileira (FAB).

O motor Rotax 912 ULS, o mais usado em aeronaves LSA, costuma consumir de 13 a 15 litros por hora de voo, em média.

Outros custos, como seguro, não serão abordados, pois fogem do escopo desse trabalho.

## 2.4 AERONAVES COM ASAS DOBRÁVEIS

Para o transporte ou armazenamento da aeronave é comum que partes da mesma sejam desmontáveis ou dobráveis. Aeronaves com asas desmontáveis não são tão raras em se tratando de aeronaves de recreação. Porém as mesmas não são tão práticas quanto aeronaves com asas dobráveis, que normalmente em poucos e rápidos encaixes deixam o avião pronto para o voo.

Aeronaves com asas dobráveis são muito comuns na aviação militar, principalmente quando falamos em aviões que precisam pousar em porta aviões. Devido ao espaço reduzido nessas embarcações, a opção de dobrar as asas das aeronaves foi a solução encontrada para maximizar o número de aviões que o navio pode acomodar.

Porém, a aviação civil de pequeno porte vem adotando essa solução em alguns aviões para maximizar os espaços em hangares, ou permitir que o proprietário guarde sua aeronave em algum local próprio que não seja um hangar, como sua própria garagem.

Especificamente para a categoria LSA, a Tabela 3 mostra um levantamento de algumas aeronave desse tipo e suas principais dimensões. Não são todos os fabricantes que divulgam as dimensões das aeronaves dobradas, por isso o autor desse trabalho fez uma aproximação dessa dimensão por comparação com figuras das três vistas das aeronaves disponibilizadas pelos fabricantes.

Tabela 3– Dimensões de aeronaves LSA com asas dobráveis

<b>Aeronave</b>	<b>Comprimento [m]</b>	<b>Altura [m]</b>	<b>Envergadura (dobrado) [m]</b>
Aerotrek	5,65	2,3	9,13 (2,5)
Remos GX	6,5	2,28	9,35 (2,97)
Lisa Akoya	6,9	2,35	11 (3,9)
EuroFox	5,6	2,25	9,125 (2,33)
Onex	5	-	6,09 (2,5)
Seamax	6,05	-	10,21 (2,66)
Icon A5	7,01	2,47	10,61 (2,28)

Fonte: Autor (2018).

A Tabela 3 serve para mostrar que mesmo diminuindo a envergadura da asa, os comprimentos e alturas das aeronaves ainda são consideravelmente grandes. Para efeito de

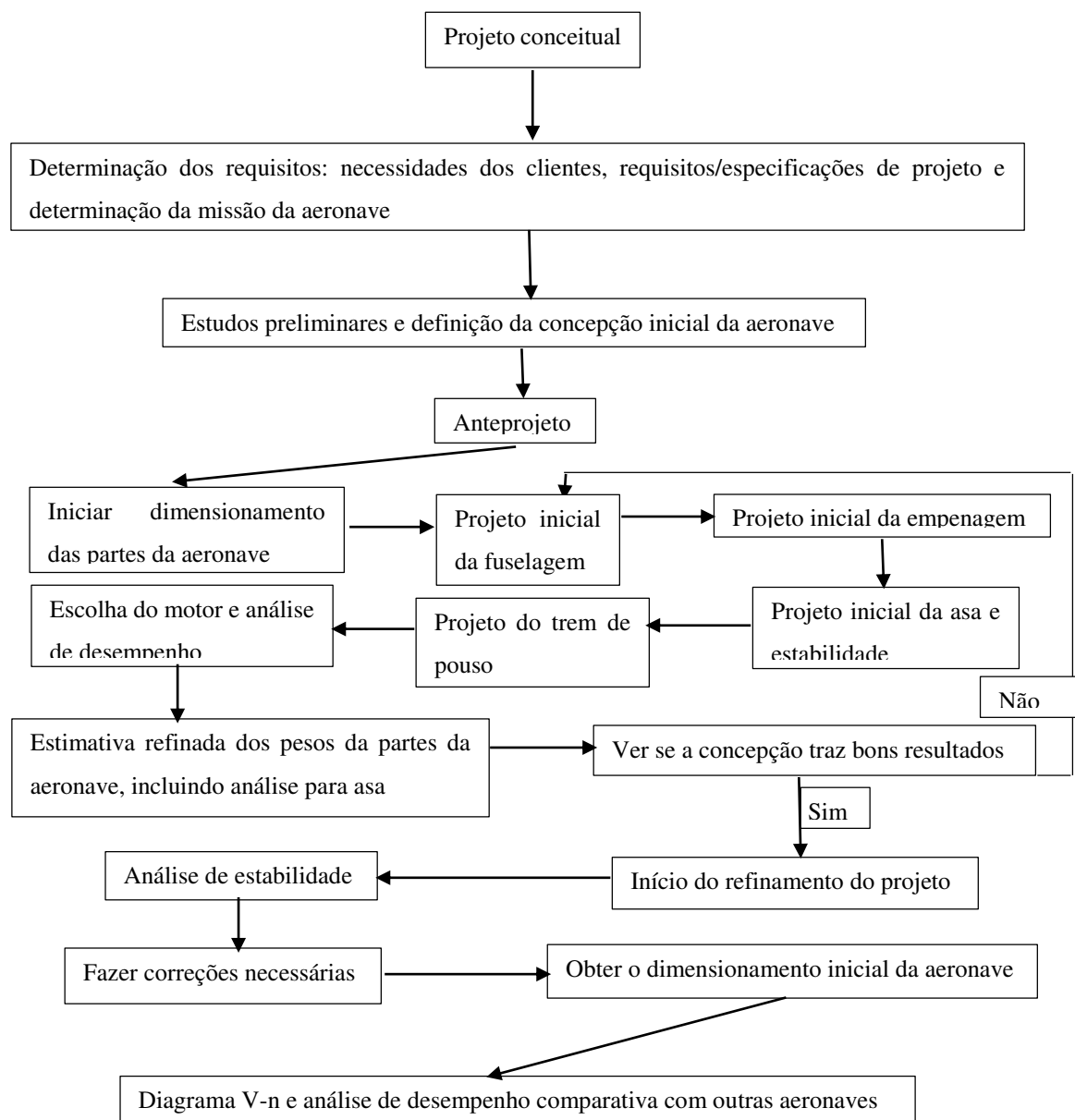
comparação, uma caminhonete Volkswagen Amarok cabine dupla possui 1,82 m de altura, 1,94 m de largura (sem contar os retrovisores) e 5,25 metros de comprimento. Queremos que nossa aeronave seja acessível a ponto de um proprietário que possua uma vaga de garagem comum a mais, possa guardar sua aeronave. Então um dos nossos desafios é criar um avião que dobrado tenha as dimensões parecidas com as de um carro comum, como um sedã médio ou um utilitário.

Isso implicará em algumas tomadas de decisões de projeto que serão discutidas durante o desenvolvimento desse trabalho.

### 3 INÍCIO DO PROJETO DA AERONAVE

Começaremos agora o projeto conceitual da aeronave. Para facilitar a visualização das sequências de passos que deveremos seguir, a Figura 1 mostra um fluxograma de como esperamos que seja o andamento desse trabalho para que possamos atingir todos os objetivos inicialmente propostos.

Figura 1– Fluxograma do projeto conceitual da aeronave



Fonte: Autor (2018).

Como vemos na Figura 1, iniciaremos nosso estudo com as determinações dos requisitos, mais especificamente com as necessidades dos clientes. Não é a intenção desse trabalho fazer uma pesquisa de campo para saber a necessidade de possíveis compradores de nosso produto. Então faremos esse levantamento nos baseando nas principais características que um bom projeto de avião deve ter.

### 3.1 NECESSIDADES DOS CLIENTES

Para levantar as necessidades dos clientes é comum que se faça uma matriz de ciclo de vida versus atributos do produto. Essa matriz nos ajuda a mostrar o que é importante para o cliente e como isso impacta nos ciclos produtivos, de uso e de descarte do produto. Essa matriz é mostrada no Quadro 1.

Quadro 1 - Matriz de ciclo de vida versus atributos do produto

Atributos/Ciclo de vida	Funcionamento	Economia	Performance	Segurança	Confiabilidade	Impacto ambiental	Manuseio
Fabricação e Montagem	Funcionamento e fabricação precisos	Buscar processos de fabricação simples e eficiente	Fabricação precisa	Processos de acordo com as normas	Processos de fabricação supervisionados	Evitar desperdício de material	Buscar processos de fabricação simples
Uso e Manutenção	Cumprir as normas e regulamentos	Ser barato de manter e fazer manutenções	Ser capaz de fazer pequenas viagens e operar em pequenos aeródromos	Não colocar os usuários em risco	A aeronave não deve ser “arisca” e deve ter um projeto pensado na prevenção de fadiga		Ser fácil de pilotar
Desativação e Descarte		Buscar utilizar materiais reaproveitáveis				Buscar utilizar materiais reaproveitáveis	

Fonte: Autor (2018).

Analizando o Quadro 1. Fizemos a escolha das seguintes necessidades dos clientes:

- a) Fabricação e montagens precisas;
- b) A aeronave deve cumprir as normas de projeto, fabricação e voo;
- c) Ser capaz de fazer pequenas viagens, e operar em pequenos aeródromos;
- d) Manutenção barata;
- e) Baixo consumo de combustível;
- f) Baixo custo para manter a aeronave;
- g) Aeronave fácil de pilotar;
- h) Usar materiais que possam ser reaproveitados.

Para ajudar na escolha das prioridades, contamos com o auxílio da matriz AHP (*Analytic Hierarchy Process*). Usamos um programa desenvolvido no Excel® pelo Doutor Cristiano Vasconcellos Ferreira (autorização pessoal<sup>3</sup>), cujo objetivo é mostrar, em forma de números, quais necessidades são mais importantes, fazendo uma comparação um a um entre cada necessidade. Não entraremos no mérito de explicar detalhadamente como funcionam os métodos, tanto AHP quanto outros que nos auxiliarão na escolha da melhor concepção de nossa aeronave pois esse não é o objetivo desse trabalho. Caso o leitor deseje se aprofundar no tema pode buscar a referência Ferreira, et al (2010).

Como resultado da matriz AHP temos o nível de importância de cada necessidade do cliente, que é mostrado na Tabela 4. Futuramente aplicaremos esses valores em uma matriz QFD (*Quality Function Development*), que nos auxiliará na escolha da melhor concepção de nossa aeronave.

Tabela 4- Peso (importância) das necessidades dos clientes

<b>Necessidade do cliente</b>	<b>Peso</b>
a	0,16
b	0,35
c	0,52
d	0,67
e	0,67
f	0,67
g	0,64
h	0,07

Fonte: Autor (2018).

Pela Tabela 4 vemos que as necessidades relacionadas à custos são as mais importantes.

### 3.2 REQUISITOS DE PROJETO

Os requisitos de projeto podem ser vistos como as necessidades dos clientes do ponto de vista da engenharia. Ou seja, transformamos as ideias dos clientes em algo mensurável, que

<sup>3</sup> (Pós Doutorado em Engenharia de Produção, Doutor em Engenharia Mecânica, Mestre em Engenharia Mecânica, Graduado em Engenharia Mecânica). Docente do Centro Tecnológico de Joinville, Universidade Federal de Santa Catarina.



possa trazer possibilidades mais concretas ao projetista. Com base nisso selecionamos os seguintes requisitos de projeto:

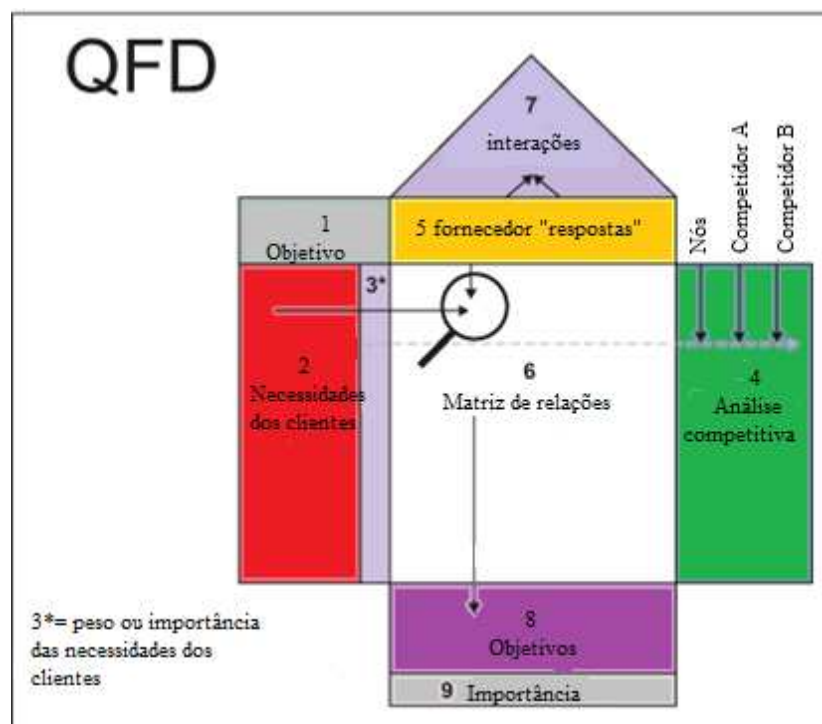
- a) Envergadura (para voo e dobrado);
- b) Comprimento (para voo e dobrado);
- c) Altura (para voo e dobrado);
- d) Área da asa;
- e) Peso vazio;
- f) Peso máximo de decolagem;
- g) Potência do motor;
- h) Material da estrutura;
- i) Velocidade de cruzeiro;
- j) Velocidade de estol;
- k) Consumo de combustível;
- l) Taxa de subida;
- m) Carga alar;
- n) Distância de pouso;
- o) Distância de decolagem;
- p) Alcance;
- q) Estabilidade;
- r) Custo de operação;
- s) Facilidade de armazenamento;
- t) Facilidade de transporte;
- u) Tempo/ facilidade de produção;
- v) Tempo/facilidade de projeto;
- w) Segurança.

Essas especificações nos ajudarão a definir uma ideia inicial de como será a concepção de nossa aeronave. Em um mundo ideal seria interessante projetar, construir e testar o máximo de concepções possíveis do produto. Porém isso demanda muito tempo e dinheiro. Então utilizaremos algumas técnicas para nos auxiliar a escolher a melhor concepção para nossa aeronave. Uma delas é utilizar o método de matriz QFD, que busca garantir a qualidade do produto conforme a solicitação do cliente, quantificando se os requisitos estipulados pelo projetista estão de acordo com as necessidades que o cliente mostrou. Esse modelo de

desenvolvimento de qualidade surgiu na década de 60 no Japão, criada por Yoji Akao, aplicada pela primeira vez já na década de 70 na Mitsubishi, chegando depois à Ford, à General Eletric e à Xerox.

A intenção final da matriz QFD é retornar os pesos (importância) dos requisitos de projeto, a fim de serem usados para a escolha da melhor concepção da aeronave, que será tratado no capítulo 4 desse trabalho. Para obter tal resultado precisaremos dos pesos obtidos anteriormente das necessidades dos clientes.

Figura 2 - Exemplo de matriz QFD



Fonte: Adaptado de Williams (2017).

Basicamente a matriz QFD faz comparações entre as necessidades dos clientes (nº2 na Figura 2) e suas relevâncias (nº3 retirado da matriz AHP) com os requisitos de projeto (nº5). Há também as relações entre os próprios requisitos de projeto (nº7). Em cima disso são calculados os pesos, ou importância, de cada requisito de projeto (nº9). Ainda na Figura 2 há a análise de comparação com os produtos concorrentes (nº4), que será feita no final desse trabalho.

Nesse caso usamos uma planilha Excel disponível em [www.QFDOnline.com](http://www.QFDOnline.com) para obter os resultados. Mais detalhes sobre a implementação desse método podem ser encontrados em Cheng e Melo Filho (2010). Uma ilustração da matriz QFD utilizada está no apêndice D.

Tabela 5- Pesos dos requisitos de projeto

<b>Requisito de projeto</b>	<b>Peso relativo (%)</b>
Custo de operação	9,7
Distância de decolagem	7,7
Alcance	7,3
Segurança	7,3
Peso vazio	6,6
MTOW	6,6
Velocidade de cruzeiro	6,5
Potência	6,4
Distância de pouso	6,4
Taxa de subida	6,2
Consumo de combustível	5,8
Estabilidade	4,2
Velocidade de estol	3,8
Tempo/facilidade de projeto	3,4
Material da estrutura	2,1
Tempo/facilidade de produção	2,1
Facilidade de armazenamento	1,7
Envergadura	1,6
Comprimento	1,6
Altura	1,2
Carga alar	1,2
Facilidade de transporte	0,8

Fonte: Autor (2018).

Vemos que alguns requisitos como custo, distância de decolagem e segurança são mais importantes que outros.

A matriz QFD nos auxilia a obter os pesos dos requisitos de projeto sem que corramos o risco de determiná-los através de uma “inércia psicológica”, ou seja, achar simplesmente que um requisito é mais importante que outro apenas por intuição.

Mais à frente, escolheremos algumas concepções diferentes e daremos um valor de importância para cada requisito atribuído a cada configuração, e multiplicaremos essa nota pelos pesos da Tabela 5. A configuração que obtiver a maior soma dessas multiplicações será a escolhida.

Mas antes disso precisamos selecionar as configurações. Então faremos primeiro a determinação das especificações dos requisitos de projeto, para que possamos trabalhar com valores numéricos, e com isso teremos um embasamento melhor para criar algumas configurações possíveis para nossa aeronave.

### 3.3 ESPECIFICAÇÕES DOS REQUISITOS DE PROJETO E ESTUDOS PRELIMINARES

#### 3.3.1 Especificações básicas

Precisamos dar agora valores iniciais para os requisitos de projeto para que possamos começar o projeto em si da aeronave. Alguns desses valores surgirão das próprias normas regulamentadoras, outros de comparações com aeronaves da mesma categoria e outros através de alguns cálculos e pesquisas.

Antes de estipular valores é interessante fazer uma pesquisa de mercado e saber quais as características das aeronaves da categoria LSA. Alguns parâmetros de algumas aeronaves estão na Tabela 6. Além dos dados dessa tabela, temos também alguns valores de aeronaves de asas dobráveis na Tabela 3.

Vemos que há bastante diferença entre algumas aeronaves, mesmo sendo da mesma categoria. Temos que levar em conta também que a proposta de nossa aeronave é um pouco diferente da maioria das aeronaves LSA. Apesar de todas as listadas serem aeronaves recreativas, a maioria tem a capacidade de fazer viagens de distâncias consideráveis. Já nossa aeronave deve ser capaz de fazer apenas viagens mais curtas. Além disso, a maioria dos projetos dessas aeronaves não tem tanta preocupação com o tamanho final dela, diferente da nossa. Também queremos que nossa aeronave seja de baixo custo operacional, então não podemos exagerar nas especificações relacionadas ao desempenho.

Tabela 6- Características de algumas aeronaves LSA

<b>Parâmetro</b>	<b>Starfox v8</b>	<b>Flight Design CTSW</b>	<b>Quasar Lite</b>	<b>Evektor Harmony</b>	<b>Onex</b>
Velocidade de cruzeiro	180 km/h	205 km/h	180 km/h	204 km/h	243 km/h
Velocidade de estol	81 km/h (sem flaps)	72 km/h (40° flaps)	84 km/h (sem flaps)	83 km/h (sem flaps)	80,5 km/h (sem flaps)
Razão de subida	Não informado	Não informado	5,5 m/s	5,2 m/s	Não informado
Distância de pouso	80 m	140 m	Não informado	180 m	152 m
Distância de decolagem	95 m	140 m	Não informado	190 m	122 m
Alcance	1080 km	2000 km	1020 km	1300 km	861 km
Autonomia	6 h	Não informado	5 h	6,3 h	3,54 h
Teto de voo	3600 m	Não informado	4500 m	4720 km	4880 m
Comprimento	6,53 m	6,2 m	5,5 m	6,11 m	5 m
Envergadura	9,51 m	8,5 m	9,5 m	9,25 m	6 m
Envergadura/ Comprimento	1,434	1,37 m	1,77 m	1,514	1,2

Fonte: Autor (2018).

Tendo isso em vista, a Tabela 6 serve mais como uma comparação, e não como fonte para que possamos definir nossa configuração de aeronave.

Iniciando então a especificação dos nossos requisitos de projeto, optamos por começar definindo os parâmetros que são impostos pelas normas regulamentadoras. Para nossa categoria de avião, segundo a norma ASTM F 2245-07, a taxa mínima de subida deve ser de 1,6 m/s. Adotaremos um valor mais razoável, 4,5 m/s.

A velocidade de estol não deve ultrapassar os 45 nós (83,25 km/h) sem a utilização de flaps. Com relação à velocidade de cruzeiro, iremos assumir inicialmente uma velocidade de cruzeiro de 180 km/h, que se encaixa também no limite de voo da norma.

Aeródromos pequenos possuem pistas que variam de 600 m a 1000 m de comprimento em média, sendo que alguns possuem até comprimentos menores, como o caso de um aeródromo privado de Uruguaiana – RS, com uma pista de 385 m de comprimento, segundo a ANAC. Então por segurança e comparação com a Tabela 6, assumiremos inicialmente distâncias de pouso e decolagem de 160m.

Iremos adotar como exemplo uma viagem de Joinville-SC até Ribeirão Preto - SP, cuja distância entre aeroportos é de aproximadamente 600 km. Esse valor é bem abaixo da média das aeronaves citadas acima, com alcance médio de 1200 km, porém é o suficiente para nossa proposta.

Pela norma, nossa aeronave deverá ser capaz de operar em aeroportos localizados a até 10000 ft, cerca de 3000m acima do nível do mar. Então iremos impor um teto de serviço um pouco maior que isso, ou seja 4000m.

Para a envergadura, temos que assumir que nossa aeronave será dobrada e deva caber em uma garagem comum, bem como ser capaz de ser transportada até um aeroporto. Fazendo uma pesquisa rápida entre vizinhos e colegas, as portas das garagens tem em média 2 metros de altura. O comprimento de nosso avião dobrado não pode ser muito maior do que a de um carro, cerca de 4 a 4,5 metros para um sedã médio. Com relação à largura, deverá ser menor que 2,6 metros que é o limite estipulado pela agencia nacional de transportes terrestres (ANTT) para a largura de caminhões e carretas, para que possamos transportar nossa aeronave em segurança.

Já com relação a aeronave com asas abertas para voo não temos muitas restrições. Porém temos que estar cientes que quanto maior a aeronave, mais pesada ela será, e mais potência e combustível irá requerer. Pensando nisso iremos estipular que a altura máxima deva ser de 2m, os mesmos da aeronave dobrada, 7 metros de envergadura e 4,5 metros de comprimento.

Além dessas especificações iremos assumir mais um fator, que nossa aeronave será *monoplace*. O fato de fazermos nossa aeronave apenas para uma pessoa se deve a dois principais motivos. Um está relacionado a esse tipo de avião ser menor, mais leve, consumir menos e portanto ser mais barata de manter e construir. O outro, é pelo fato de grande parte dos voos de recreação serem feitos sozinhos.

Definiremos também que a estrutura de nossa aeronave será de alumínio aeronáutico devido à facilidade de manuseio e qualidade desse material. Pensando na desativação, é um material facilmente reciclado. Porém outras partes não estruturais poderão ser fabricadas com outros materiais.

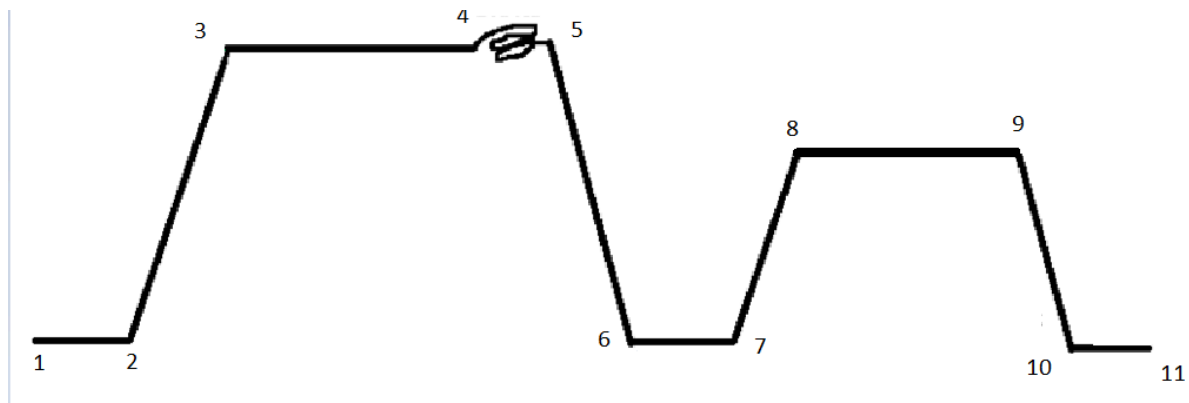
As outras especificações de requisitos que podem ser evidenciadas numericamente são o peso máximo de decolagem, a potência do motor e a área da asa. Esses dados são obtidos através de análises matemáticas baseadas em dados estatísticos e são mostrados a seguir, bem como a missão da aeronave, necessária para essa análise.

### 3.3.2 Missão

O alcance da nossa aeronave deve ser de 600 km a um voo em velocidade de cruzeiro de 180 km/h, como definido anteriormente.

Porém uma missão não é composta apenas pelo voo de cruzeiro. Então a Figura 3 mostra um esboço de todos os passos de uma missão típica.

Figura 3- Proposta de missão para a aeronave



Fonte: Autor (2018).

A numeração dos trechos da Figura 3 correspondem a:

- 1 – 2: taxiamento e decolagem;
- 2 – 3: subida até a altitude de cruzeiro;
- 3 – 4: voo de cruzeiro;
- 4 – 5: loiter (30 minutos padrão);
- 5 – 6: descida para pouso;
- 6 – 7: tentativa de pouso;

- 7 – 8: arremetida;
- 8 – 9: voo de 30 minutos até um aeroporto próximo;
- 9 – 10: descida para pouso;
- 10 – 11: pouso.

Na etapa 8 – 9, o tempo assumido é o suficiente para encontrar um local de pouso alternativo voando a 180 km/h pelo fato de a aeronave necessitar de pouco comprimento de pista.

### 3.3.3 Estimativa do peso máximo de decolagem

A técnica que iremos utilizar é proposta por Mohammad (2013), e similar à abordagem feita por outras referências, e é apenas para termos uma noção do peso de nosso avião, sendo que segundo a mesma referência teremos um erro de cerca de 20% no resultado final, uma vez que os dados utilizados não são da própria aeronave.

O peso máximo de decolagem pode ser dividido em uma soma de outros pesos, sendo eles a carga paga ( $W_{pl}$ ), peso da tripulação ( $W_c$ ), peso do combustível ( $W_f$ ) e peso vazio ( $W_e$ ).

Tanto o peso do combustível quanto o peso vazio são funções do MTOW, diferentemente do peso da tripulação e da carga. Com isso temos:

$$MTOW = W_{pl} + W_c + W_f + W_e \quad (1)$$

$$MTOW = W_{pl} + W_c + MTOW \left( \frac{W_f}{MTOW} \right) + MTOW \left( \frac{W_e}{MTOW} \right) \quad (2)$$

Agora temos que determinar as quatro incógnitas dessa equação. O peso da carga, tripulação e a razão  $\frac{W_f}{MTOW}$  podem ser determinados com uma boa precisão, porém nessa fase do projeto ainda é difícil estimar o peso da aeronave vazia, então serão utilizados dados estatísticos feitos por comparação com aeronaves semelhantes.

- Tripulação:

Só temos o peso do piloto. Segundo a ASTM F2245-07, o peso de uma pessoa varia de 120 a 190 lb. Adotaremos como exemplo o peso máximo de 190 lb, que equivale a aproximadamente 86 kg.

- Carga paga:



No nosso caso teremos apenas o peso de bagagem que o proprietário do avião poderá levar. Segundo a norma ASTM F 2245-07, o peso mínimo da carga útil para uma aeronave monoplaca deve ser de:

$$W_u = 845 + 3P \quad (3)$$

Onde P é a potência nominal do motor em kW.

Faremos a escolha do motor com mais detalhes futuramente, mas a opção mais provável que se encaixa na norma JAR 22, ou FAR 33, exigida para uma aeronave LSA é o Rotax 912 US/A, com 80 HP.

Com isso temos que o peso mínimo do tripulante mais bagagens é de 1024 N, ou 104,4 kg. Dessa forma temos que o peso das bagagens será de 18,4 kg.

- Peso do combustível:

Para calcular a fração peso de combustível sobre peso máximo de decolagem utilizaremos a missão de nossa aeronave determinada anteriormente.

Com isso a fração peso de combustível sobre peso máximo de decolagem, pode ser estimada da seguinte forma:

$$\frac{W_f}{MTOW} = 1,05 \left( 1 - \frac{W_2}{W_1} \frac{W_3}{W_2} \frac{W_4}{W_3} \frac{W_5}{W_4} \frac{W_6}{W_5} \frac{W_7}{W_6} \frac{W_8}{W_7} \frac{W_9}{W_8} \frac{W_{10}}{W_9} \frac{W_{11}}{W_{10}} \right) \quad (4)$$

O fator de 5% multiplicando a equação é um fator que corrige a quantidade de combustível que normalmente fica aprisionada em algumas partes do tanque de combustível.

As frações  $\frac{W_{i+1}}{W_i}$  correspondem às frações de peso total sobre gasto de combustível para cada parte da missão. Com exceção do voo de cruzeiro, e loiter, os outros valores citados são obtidos através de dados estatísticos.

Segundo Mohammad (2013) temos os seguintes valores para cada parte da missão;

- $\frac{W_2}{W_1} = \frac{W_7}{W_6} = 0,98$
- $\frac{W_3}{W_2} = \frac{W_8}{W_7} = 0,97$
- $\frac{W_6}{W_5} = \frac{W_{10}}{W_9} = 0,99$
- $\frac{W_{11}}{W_{10}} = 0,997$

Nesse caso tratamos a tentativa de pouso como uma decolagem. Para o gasto de combustível em voo de cruzeiro, e também na etapa 8 – 9, podemos usar a equação de Breguet para uma viagem com ângulo de ataque constante.

$$\frac{W_{i+1}}{W_i} = \exp\left(\frac{-R.c}{\eta_p\left(\frac{L}{D}\right)_{\max}}\right) \quad (5)$$

Na equação de Breguet iremos assumir a eficiência da hélice  $\eta_p = 0,8$ , e a razão sustentação por arrasto máxima  $\left(\frac{L}{D}\right)_{\max} = 10$ , que é um valor intermediário para aeronaves *homebuilt* experimentais que varia de 6 a 14 segundo Mohammad (2013).

Para o consumo de combustível (c) foi adotado inicialmente um motor Rotax® 912 de 80 hp, que é um dos motores mais usados nesse tipo de aeronave. O consumo médio em cruzeiro desses motores é de 15 l/h, que equivale a 0,4 lb/h.hp, ou cerca de  $2.10^{-7}$  1/ft para um combustível de 720 kg/m<sup>3</sup> de densidade. Por conveniência utilizaremos as unidades das equações 5 e 6 no sistema imperial. Ainda na equação 5, R equivale ao alcance da aeronave.

Para o loiter temos a equação 6. Utilizaremos o mesmo consumo de combustível para cruzeiro.

$$\frac{W_5}{W_4} = \exp\left(\frac{-E.c.V_{Emax}}{\eta_p\left(\frac{L}{D}\right)_{\max}}\right) \quad (6)$$

Por recomendação,  $V_{Emax}$  corresponde a cerca de 1,4 vezes a velocidade de estol, ou seja, 116 km/h no nosso caso. Além disso, segundo Raymer (1992), para aeronaves com motores a pistão,  $L/D$  deve ser multiplicado por 0,866 no voo de loiter. Na equação 6, E corresponde ao tempo de voo.

Calculando esses valores e substituindo na equação 4, temos que o valor de  $\frac{W_f}{MTOW} = 0,1772$ .

- Peso vazio:

Como ainda temos poucas informações a respeito de nossa aeronave, teremos que utilizar equações empíricas baseadas em dados de outras aeronaves para determinar o peso de nossa aeronave vazia.

Gudmudsson (2014) propõe a seguinte equação empírica para isso, relacionada à aeronaves leves esportivas que pousam em terra:

$$\frac{W_e}{MTOW} = 1,5451 - 0,1402 \ln (MTOW) \quad (7)$$

É importante dizer que para essa equação os pesos devem estar em libras.

Substituindo os valores encontrados na equação 2, podemos encontrar o peso máximo de decolagem estimado de nossa aeronave.

Os resultados mostraram que o peso máximo de decolagem seria de 434,5 kg e o peso vazio de 253,08 kg. Além disso o peso do combustível (considerando gasolina com densidade de 720kg/m<sup>3</sup>), corresponde a 77 kg, ou seja, um volume de aproximadamente 107 litros.

Vemos que para a proposta da nossa aeronave esses valores são um tanto incoerentes. Vejamos uma comparação com uma aeronave LSA Impaer Conquest 180. Ela possui um MTOW de 600 kg, um peso vazio de 390 kg, carrega 120 litros de combustível com uma alcance de 1200 km. Essa aeronave tem 9,7 m de envergadura e é capaz de transportar 2 pessoas. Sua motorização também é um Rotax® 912, porém de 100 hp.

Ou seja, uma aeronave maior, mais pesada e com a capacidade de percorrer o dobro de distância da nossa aeronave, leva praticamente a mesma quantidade de combustível que nosso avião, utilizando um motor semelhante.

Vemos então que o problema está em alguma parte relacionada ao consumo de combustível de nossa aeronave.

Se formos ver a razão entre massas das etapas 3 – 4, ou seja o cruzeiro, temos que  $\frac{W_4}{W_3}=0,952$ , enquanto por exemplo a fração relacionada à subida é de 0,97. Logicamente a subida é uma parte da missão que consome uma quantidade considerável de combustível, porém não ao ponto de ficar em um valor próximo a um cruzeiro de 600 km.

Isso se deve a esse valor ser um dado estatístico relacionado a vários tipos de aeronaves, desde aeronaves pequenas, até cargueiros que sobem a 40000 ft de altitude levando toneladas de combustível e carga.

Então provavelmente os dados relacionados à fração de peso de combustível por peso total da aeronave relacionados à decolagem, subida, descida e pouso, teriam que ser modificadas para o estudo de nosso projeto. Porém precisaríamos de um estudo vinculado às equações de desempenho nessas etapas de voo para obter dados mais detalhados. Entretanto não temos sequer a área da asa ainda.

Com isso iremos propor a seguinte sistemática: estimaremos a perda de peso de combustível na subida baseado nos dados do motor Rotax® 912 e da taxa de subida imposta como requisito de projeto.

Desta forma assumiremos a taxa de subida anteriormente proposta de 4,5 m/s, até uma altitude de 4000 m, que não necessariamente será a altitude de cruzeiro escolhida posteriormente, com a potência praticamente máxima, onde o motor Rotax® consome cerca de 18 l/h. Desta forma levaremos cerca de 14,8 minutos para chegar a 4000 m saindo do nível do mar e consumiremos 4,4 litros de combustível, ou 3,18 kg. Levando em conta o peso de decolagem de 434,5 kg, esse valor corresponde a 0,73 % do peso total após a decolagem, bem abaixo dos 3 % que havíamos suposto antes. Portanto podemos assumir  $\frac{W_3}{W_2}=0,9927$ .

Pelos próprios dados que havíamos utilizado anteriormente, tanto o procedimento de decolagem, quanto de descida, consumiam menos combustível que a subida. Então como aproximação assumiremos que todos esses passos terão o mesmo valor de  $\frac{W_{i+1}}{W_i}=0,9927$ .

Essa aproximação é um tanto grosseira, mas que nos trará um resultado mais realista que o anterior. Além disso, estaremos superestimando um pouco nosso resultado, tendo em vista que decolagem e descida provavelmente consomem menos que o valor adotado.

Refazendo os cálculos obtemos que  $\frac{W_f}{MTOW}=0,10719$ , e MTOW=365,47 kg.

Como  $\frac{W_{i+1}}{W_i}=0,9927$  é baseado em um peso máximo de decolagem de 434,5 kg, temos que fazer algumas iterações para chegar a um resultado melhor. Fazendo isso temos que  $\frac{W_f}{MTOW}=0,11435$ , e MTOW=372 kg.

Comparando agora a fração de combustível do Inpaer Conquest ( $\frac{W_f}{MTOW}=0,144$ ), com a da nossa aeronave, vemos que agora os resultados fazem mais sentido, bem como os outros pesos encontrados que são mostrados na Tabela 7. Também fizemos um mapeamento dos pesos em cada ponto da missão. Os resultados são mostrados na Tabela 8.

Tabela 7- Estimativa inicial do peso da aeronave

<b>Cargas</b>	<b>Pesos</b>
Peso do piloto	86 kg
Peso da carga paga	18,42 kg
Peso do combustível	42,54kg
Peso vazio	225,04 kg
Peso máximo de decolagem	372 kg

Fonte: Autor (2018).

Tabela 8- Mapeamento dos pesos em cada ponto da missão

<b>Peso em determinado ponto da missão</b>	<b>Valor</b>
$W_1$	372 kg
$W_2$	368,81 kg
$W_3$	364,82 kg
$W_4$	348,1 kg
$W_5$	346,26 kg
$W_6$	343,08 kg
$W_7$	339,9 kg
$W_8$	336,72 kg
$W_9$	335,35 kg
$W_{10}$	332,17 kg
$W_{11}$	331,58 kg

Fonte: Autor (2018).

### 3.3.4 Estimativa da área de referência e potência do motor (diagrama de restrições)

Para estimar a área de referência da asa (área referente à vista superior incluindo a parte “escondida” pela fuselagem) e a potência do motor necessária, usaremos equações baseadas em alguns parâmetros de desempenho como a velocidade de estol ( $V_s$ ), velocidade máxima ( $V_{max}$ ), taxa máxima de subida ( $ROC_{max}$ ), distância de decolagem ( $Sto$ ) e teto de serviço ( $H_c$ ).

Além disso, temos que estabelecer mais dois parâmetros, a carga alar ( $W/S$ ), sendo  $S$  a área da asa, e a relação peso potência ( $W/P$ ), uma vez que nosso avião é a hélice.

Iremos usar equações referentes aos parâmetros citados acima e coloca-las em um gráfico ( $W/S$ ) X ( $W/P$ ). Esse gráfico, conhecido com diagrama de restrições, irá nos possibilitar encontrar tanto a área da asa quanto a potência necessária para o voo de nossa aeronave.

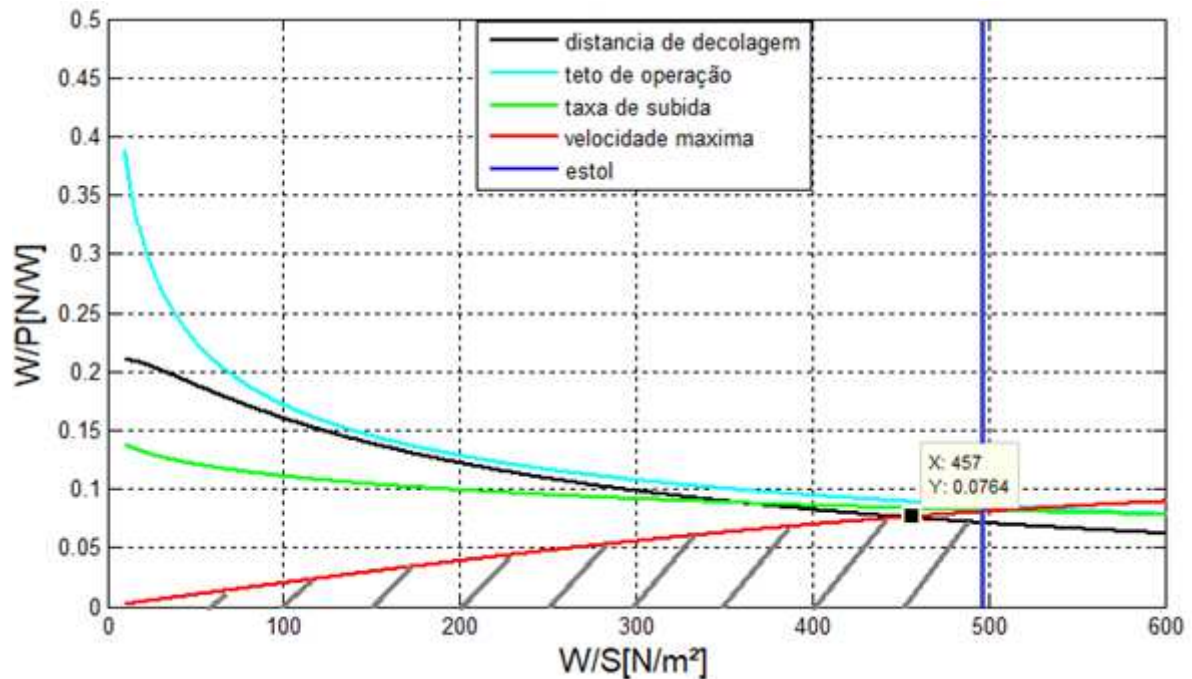
Para que a leitura não fique muito extensa, sugerimos que, caso o leitor tenha interesse em visualizar com mais detalhes as equações, veja as mesmas no Apêndice A, onde terá os equacionamentos e hipóteses adotadas. Se for necessário mais detalhes, sugerimos verifica-los em Mohammad (2013), referência usada como base. Com relação às formulações, essa sistemática será adotada em todo esse texto, com exceção de casos que precisem de uma melhor explicação, como o que foi abordado no item 3.3.3.

Para utilizar as equações de desempenho, tivemos que definir alguns parâmetros que nessa fase de projeto ainda não temos os valores exatos. Então assumimos valores médios para aeronaves experimentais *home built* sugeridos pela própria referência de onde foi retirado o equacionamento.

A Figura 4 mostra o resultado final do diagrama de restrições. O ponto de projeto é o ponto que nos retorna a melhor relação de carga alar necessitando de menos potência. A área hachurada se refere às regiões dos gráficos que juntas garantem um desempenho da aeronave que cumpra todas as missões. As justificativas para formar essa área são dadas a seguir para cada gráfico de desempenho, sendo que os argumentos foram baseados nos equacionamentos do Apêndice A:

- Para a velocidade de estol a área a esquerda do gráfico é onde podemos estar com segurança, uma vez que se diminuirmos a velocidade de estol, diminuimos a razão  $W/S$ . Além disso, quanto menor a velocidade, mais segura é nossa aeronave, tanto em condições de pouso quanto de decolagem.
- Quanto maior a velocidade máxima da aeronave, menor a razão  $W/P$ . Então a parte abaixo do gráfico é escolhida.
- Se aumentarmos a distância de decolagem, aumentamos a razão peso potência. Como queremos a distância mais curta possível para a decolagem, a área abaixo do gráfico é a mais indicada.
- A área abaixo do gráfico também é desejada para a taxa de subida e para o teto de operação, uma vez que, quanto menor é a relação peso potência, maior são esses parâmetros, que é o que queremos.

Figura 4 - Diagrama de restrições



Fonte: Autor (2018).

Com o auxílio do MATLAB®, podemos fazer o gráfico e ver que o ponto de projeto corresponde a  $W/S = 457 \text{ N/m}^2$ , e  $W/P = 0,0764 \text{ N/W}$ .

Para o  $MTOW = 372 \text{ kg}$ , estabelecido anteriormente, temos que a área da asa necessária corresponde a  $7,98 \text{ m}^2$ , e a potência do motor a  $47766 \text{ W}$  ou  $64 \text{ HP}$ .

Com isso podemos ter como base algumas das especificações dos nossos requisitos de projeto, que é o objetivo desse capítulo. Foram incluídas algumas informações que foram necessárias para os cálculos como por exemplo a velocidade máxima horizontal. Esses dados estão na Tabela 9.

Esses valores representam o objetivo que pretendemos alcançar com nosso avião. No próximo capítulo iremos comparar diferentes configurações que serão desenvolvidas com suporte nos dados encontrados nesse capítulo.

Tabela 9- Especificações dos requisitos de projeto

<b>Requisito de projeto</b>	<b>Especificação do requisito</b>
Envergadura	$\leq 7$ m (2,6 m dobrado)
Comprimento	$\leq 4,5$ m (4,5 m dobrado)
Altura	$\leq 2$ m (2 m dobrado)
Peso do piloto	86 kg
Peso da carga paga	$\geq 18,4$ kg
Peso do combustível	42,54 kg
Peso vazio	$\leq 225,04$ kg
Peso máximo de decolagem	$\leq 372$ kg
Velocidade máxima em voo nivelado	$\leq 222$ km/h (120 nós)
Velocidade de cruzeiro	180 km/h
Consumo de combustível em cruzeiro	$\leq 15$ l/h
Taxa de subida	$\geq 4,5$ m/s
Carga alar	457 N/m <sup>2</sup>
Distância de pouso	$\leq 160$ m
Distância de decolagem	$\leq 160$ m
Alcance	$\geq 600$ km
Teto de voo	$\geq 4000$ m
Estabilidade	Dependerá da configuração da aeronave
Custo de operação	Diminuir o custo de operação o máximo possível
Facilidade de armazenamento	Estrutura dobrável
Facilidade de transporte	Leve e estrutura dobrável
Tempo/ facilidade de produção	Não mais que 2 meses (estimado)
Tempo/ facilidade de projeto	2 anos (estimado)
Segurança	Projetar de acordo com as normas para uma aeronave LSA

Fonte: Autor (2018).



## 4 SELEÇÃO DA CONFIGURAÇÃO INICIAL DA AERONAVE

Nesta parte do projeto selecionaremos algumas configurações possíveis para nossa aeronave. Iremos compará-las com relação à alguns fatores como peso e desempenho, e com a ajuda dos dados obtidos da matriz QFD, escolheremos qual é o melhor tipo de avião para nossa proposta.

### 4.1 SISTEMAS BÁSICOS DE UMA AERONAVE

Uma aeronave de asa fixa é composta basicamente por um par de asas, um trem de pouso, ou casco se for anfíbia, uma fuselagem e um conjunto de estabilizadores, normalmente um estabilizador vertical e outro horizontal que juntos formam a empenagem.

Para cada sistema existem várias opções que podem ser escolhidas. Algumas delas são mostradas na matriz morfológica descrita no Quadro 2, sendo que as explicações, vantagens e desvantagens de cada um são apresentados em seguida.

Quadro 2- Matriz morfológica da configuração inicial da aeronave

Sistema	Tipo	Solução1	Solução2	Solução3	Solução4
Asa	Geometria	Retangular	Elíptica	Trapezoidal	
	Localização	Alta	Baixa	Média	
	n° de asas	1	2	3	
Fuselagem	Tipo de cabine	Cabine fechada	Cabine aberta	<i>Cockipit</i>	
	Localização do motor	<i>Pusher</i>	<i>Tractor</i>		
Empenagem	Empenagem na parte de traz	Convencional / cruciforme	Tipo T	Tipo H	Tipo V
	Empenagem na parte da frente	Canard	Tandem		
Trem de pouso	Fixo	Convencional	Triciclo		

Fonte: Autor (2018).

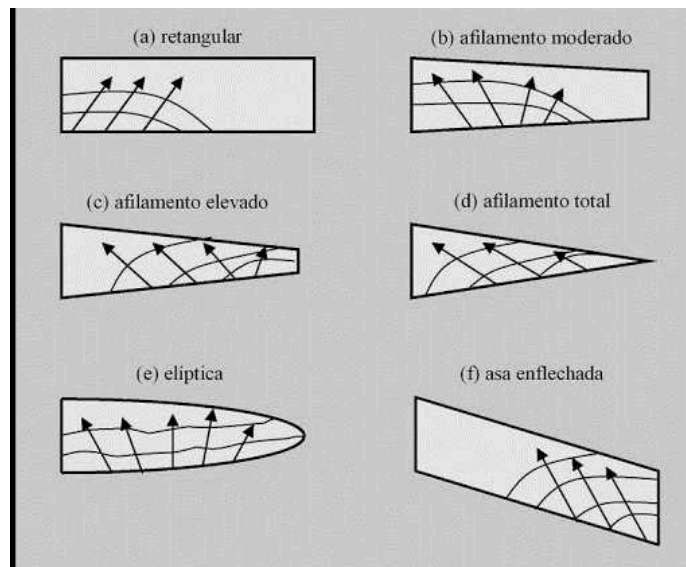
#### 4.1.1 Asa

Para a geometria da asa, uma asa retangular, apesar de gerar mais arrasto induzido, facilita na hora do projeto estrutural, bem como na fabricação, uma vez que todos os perfis terão o mesmo tamanho, ideal para um projeto que busca a simplicidade.

Além dessas vantagens, asas retangulares tem o início da propagação de estol perto da raiz da asa como mostra a Figura 5, e é justamente perto da raiz onde normalmente os *flaps* são instalados, diminuindo assim a probabilidade de estol da aeronave, e facilitando o projeto dos dispositivos hipersustentadores. Além disso, os ailerons ficam de certa forma “protegidos do estol”, pois ficam nas pontas das asas.

Então adotaremos essa configuração para nossas concepções.

Figura 5- Propagação de estol em diferentes geometrias de asas



Fonte: Rodrigues (2013).

A localização da asa deve ser analisada com cuidado pois temos que lembrar que nossa asa será dobrável, e fatores como facilidade na hora de dobrar, resistência estrutural e consequentemente o seu peso devem ser levados em conta. Faremos então concepções com diferentes localizações da asa a fim de compará-las.

Com relação ao número de asas, como queremos reduzir custos, o uso de um avião biplano, por exemplo, nos acrescentaria peso, espaço e maior dificuldade na hora de dobrar as asas. Além disso, são pouco utilizados hoje em dia, então já definiremos que nosso avião será um monoplane.

### 4.1.2 Fuselagem

Com relação ao tipo de cabine, se ela será uma cabine fechada convencional ou um *cockpit*, isso dependerá da posição da asa.

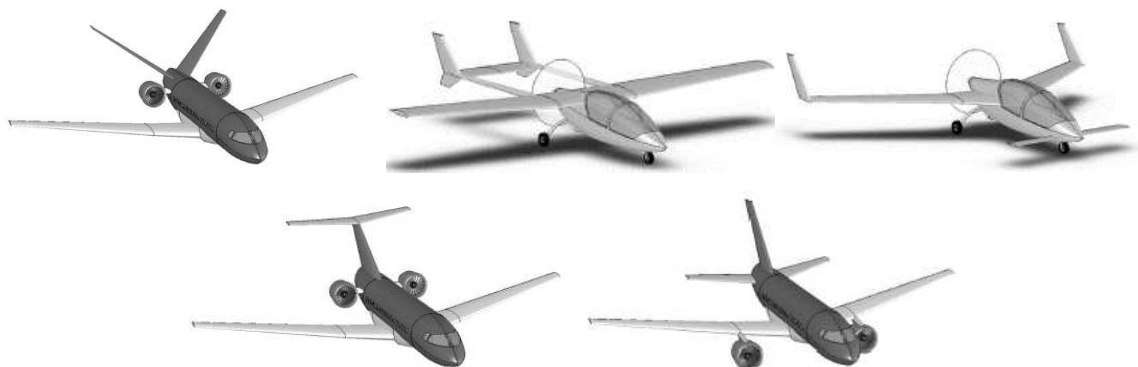
Já a posição do motor na fuselagem dependerá dentre outras coisas, do tipo de empenagem e do trem de pouso. Configurações *pusher* são comuns em aeronaves canard ou em aviões anfíbios. Aeronaves desse tipo em geral tem arrasto menor pois o fluxo de ar da hélice pega apenas a parte da empenagem da aeronave, ou nem isso se for canard. Porém esse fluxo de ar se incidente na asa pode gerar mais sustentação como ocorre nas aeronaves com configuração *tractor* que são as mais comuns. Então, também iremos comparar diferentes possibilidades de fuselagem.

### 4.1.3 Empenagem

Existem vários tipos de empenagem, cada uma com vantagens e desvantagens. Algumas são mais leves, outras geram menos arrasto, e outras são utilizadas a fim de facilitar o acoplamento do motor. Iremos propor diferentes configurações com diferentes empenagens com o intuito de compará-las instaladas na aeronave.

Na Figura 6 temos alguns exemplos. Das mostradas só não utilizaremos a calda em V para comparação devido ao seu sistema de controle ser mais complexo, o que exige um projeto mais refinado, e até mesmo uma maior habilidade do piloto.

Figura 6- Exemplos de aeronaves com configuração de empenagem, em V, H, canard, T e convencional



Fonte: Gudmundsson (2014).

#### **4.1.4 Trem de pouso**

Como nosso trem de pouso terá de ser fixo segundo a norma, temos duas opções, a configuração convencional e a triciclo.

Uma aeronave com trem de pouso triciclo tem uma menor distância de decolagem se comparada a outra equipada com trem de pouso convencional. Isso porque em praticamente todo o procedimento de decolagem, o avião mantém um ângulo de ataque constante, fato que com o trem de pouso convencional não ocorre, pois no início da decolagem a aeronave fica inclinada, gerando mais arrasto.

Além disso, o trem de pouso convencional diminui a chance de capotamento e proporciona uma melhor visão para o piloto quando em solo. Então nossa aeronave será equipada com o trem de pouso triciclo.

#### **4.2 DESENVOLVIMENTO DE CONCEPÇÕES POSSÍVEIS E ESCOLHA DA MELHOR SOLUÇÃO**

Com base nos sistemas descritos anteriormente, iremos junta-los e formar algumas concepções possíveis para nossa aeronave. Escolheremos então, com a ajuda dos pesos dos requisitos de projeto levantados anteriormente, a melhor concepção inicial.

Com os dados da matriz morfológica podemos fazer inúmeras possibilidades diferentes de aviões, porém escolhemos cinco que mais se adequam às necessidades de nosso projeto. As mesmas são descritas no Quadro 3.

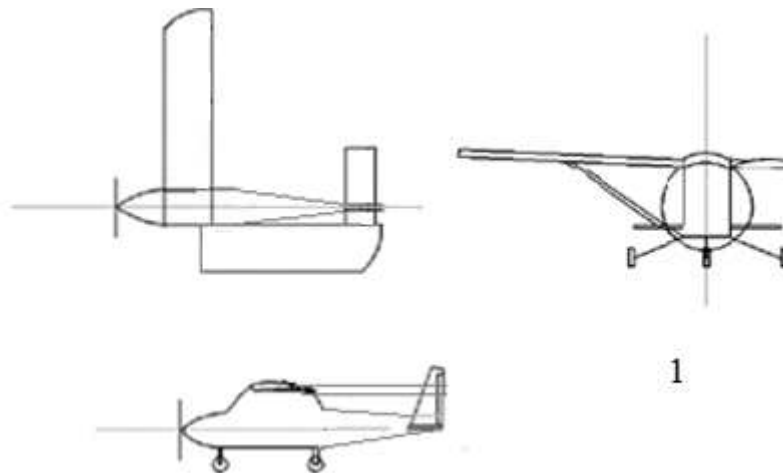
Já a Figura 7 mostra alguns esboços das configurações das aeronaves, bem como suas possibilidades de dobra para transporte e armazenamento.

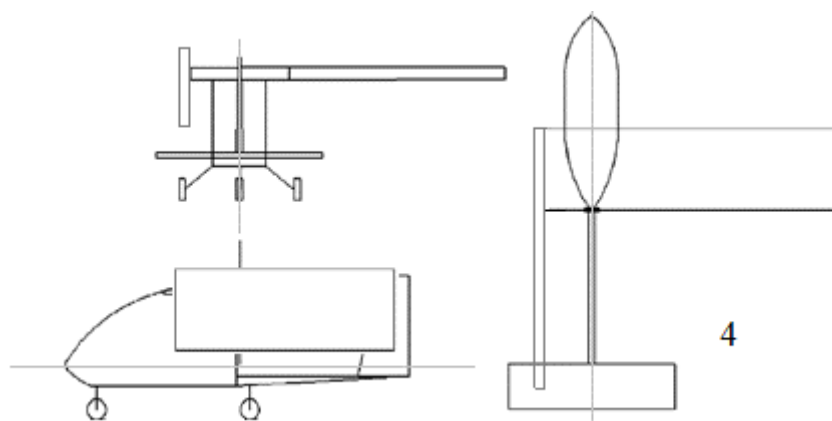
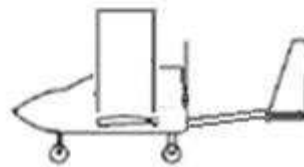
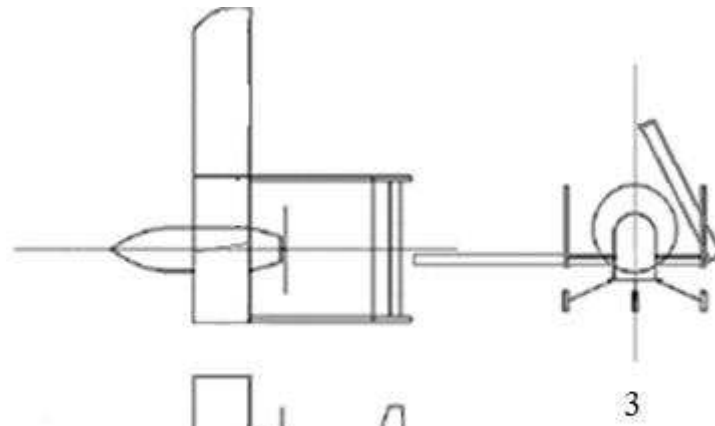
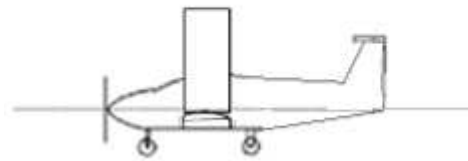
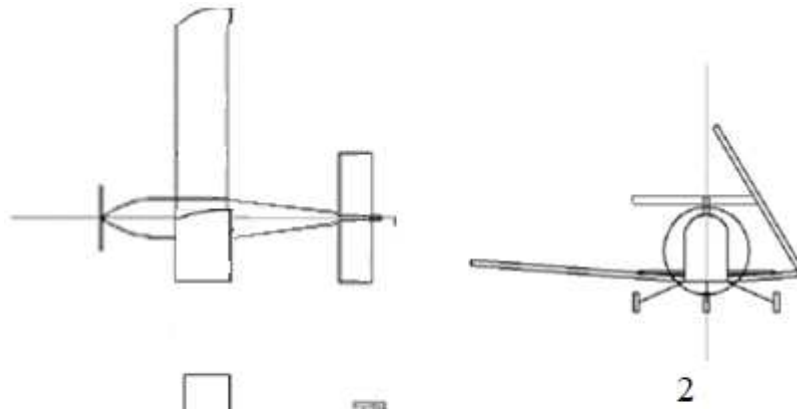
Quadro 3 - Matriz morfológica da configuração inicial da aeronave

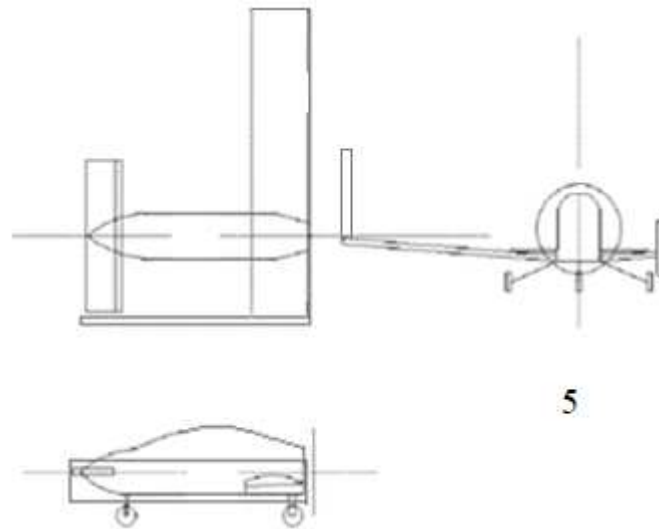
Características	Concepção 1	Concepção 2	Concepção 3	Concepção 4	Concepção 5
Geometria da asa	Retangular	Retangular	Retangular	Retangular	Retangular
Localização da asa	Alta	Baixa	Baixa	Alta	Baixa
n° de asas	1	1	1	1	1
Tipo de cabine	Cabine fechada	<i>Cockpit</i>	<i>Cockpit</i>	Cabine fechada	<i>Cockpit</i>
Localização do motor	<i>Tractor</i>	<i>Tractor</i>	<i>Pusher</i>	<i>Pusher</i>	<i>Pusher</i>
Empenagem	Conven- cional	Tipo T	Tipo H	Conven- cional	Canard
Trem de pouso fixo	Triciclo	Triciclo	Triciclo	Triciclo	Triciclo

Fonte: Autor (2018).

Figura 7- Esboços das concepções selecionadas







Fonte: Autor (2018).

Percebemos que muitos de nossos requisitos de projeto estão relacionados à valores de desempenho ou medidas da aeronave. Com isso é interessante levantar esses dados para cada configuração a fim de obter valores numéricos para compara-los melhor.

#### 4.2.1 Hipóteses assumidas para a comparação

É interessante deixar claro que o objetivo dessa etapa do trabalho é apenas comparar as concepções escolhidas. O projeto mais detalhado, buscando melhorar o desempenho e atender as condições impostas pela norma, serão tratados futuramente apenas para a configuração escolhida nessa etapa.

Para que essa comparação fique mais justa e não favoreça nenhuma, escolhemos alguns parâmetros que serão comuns a todas elas, e são listados abaixo:

- Perfil da asa NACA 4412;
- Perfil dos estabilizadores vertical e horizontal NACA 0012;
- Todos terão a mesma dimensão para a cabine;
- Altura do trem de pouso de 45 cm;
- Envergadura do estabilizador horizontal de 2,5 m;
- Considerar a largura máxima do avião dobrado de 2,5 m;
- Considerar a altura máxima do avião dobrado de 2 m;
- Considerar comprimento dobrado máximo do avião de 4,5 m;
- Motor Rotax® 912 UL de 80 HP;

- Comprimento a ser deixado para a instalação do motor de 1 metro na fuselagem para configurações *tractor*.
- Configurações *pusher* poderão ter a asa alinhada junto ao motor, a exemplo da Figura 8.

Todas as aeronaves serão modeladas nos programas OpenVSP e XFRL5, onde o primeiro será usado para obter parâmetros de massa da aeronave, e o segundo dados aerodinâmicos e de estabilidade.

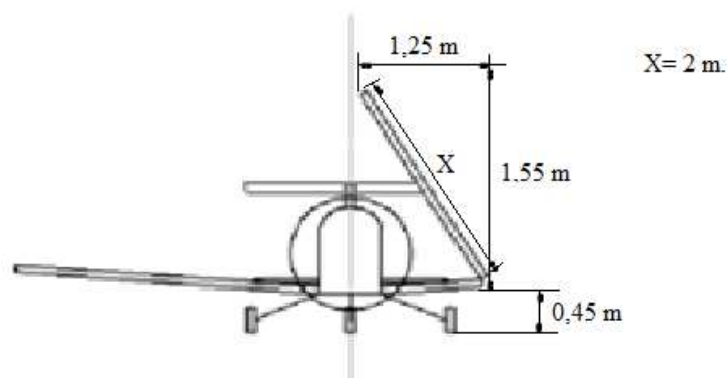
#### 4.2.2 Dimensões da asa e empenagem

Como podemos ver na Figura 7, as configurações 2 e 3 tem a proposta de dobra da asa para cima, diferentemente das outras. Então para atender ao requisito de altura máxima, sua envergadura na configuração de voo será diferente das demais. Isso impacta também nos dimensionamento dos estabilizadores.

Fazendo uma análise simples de trigonometria mostrada na Figura 8, temos que para as concepções 2 e 3, a envergadura corresponde a 6,5 m. Para as outras configurações será assumido um valor de 8 m de envergadura.

No capítulo 3 estimamos a área da asa próxima a 8 m<sup>2</sup>. Esse valor será inicialmente assumido para todos os conceitos.

Figura 8– Dimensionamento da envergadura para as configurações 2 e 3



Fonte: Autor (2018).



Para o dimensionamento inicial da empenagem, utilizamos as equações 8 e 9

$$V_{HT} = \frac{l_{HT} S_{HT}}{MAC.S} \quad (8)$$

$$V_{VT} = \frac{l_{VT} S_{VT}}{b.S} \quad (9)$$

Onde os volumes de calda para aeronaves *homebuilt* experimentais, segundo Mohammad (2013), correspondem a  $V_{HT} = 0,5$  e  $V_{VT} = 0,04$ . Os valores de  $l_{HT}$  e  $l_{VT}$  serão assumidos como a distância entre  $\frac{1}{4}$  da corda média da asa e  $\frac{1}{4}$  da corda média dos respectivos estabilizadores. As áreas da asa e estabilizadores corresponde à  $S$ , e os subscritos HT e VT correspondem aos estabilizadores horizontal e vertical respectivamente. A letra  $b$  indica a envergadura da asa, e  $MAC$  é a corda média aerodinâmica as asa.

#### 4.2.3 Dimensionamento da cabine

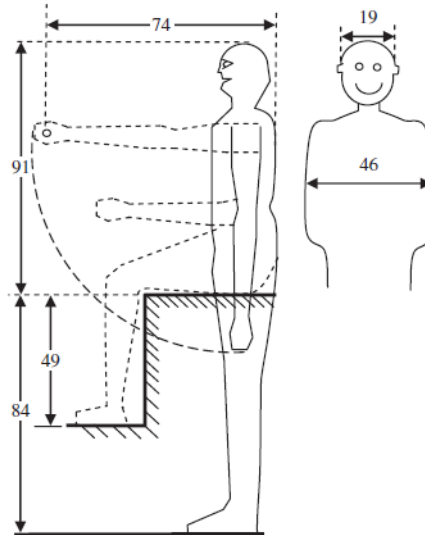
O tamanho da cabine será o mesmo para todas as concepções. As medidas foram determinadas seguindo algumas recomendações feitas por Mohammad (2013), e são mostradas em um esboço na Figura 10. Nessa mesma figura foi utilizado como exemplo uma pessoa com 1,75 m de altura, cujas dimensões padrões são mostradas na Figura 9. Porém foi deixado um espaço extra na altura da cabine e no ajuste do banco, possibilitando que uma pessoas com até 1,85 m de altura se acomodem confortavelmente na aeronave.

Todas as dimensões foram pensadas na facilidade com que o piloto irá operar o avião. Também foi deixado um espaço abaixo do assoalho de 100 mm para a estrutura da fuselagem e passagem de cabos. Já as dimensões do painel foram assumidas de forma que os seguintes componentes serão instalados:

- Altímetro;
- Climb;
- Tacômetro;
- Indicador de combustível x2;
- Horizonte artificial;
- Medidor de temperatura da câmara de combustão;
- Velocímetro +medidor de temperatura do óleo + voltímetro;
- Rádio portátil.

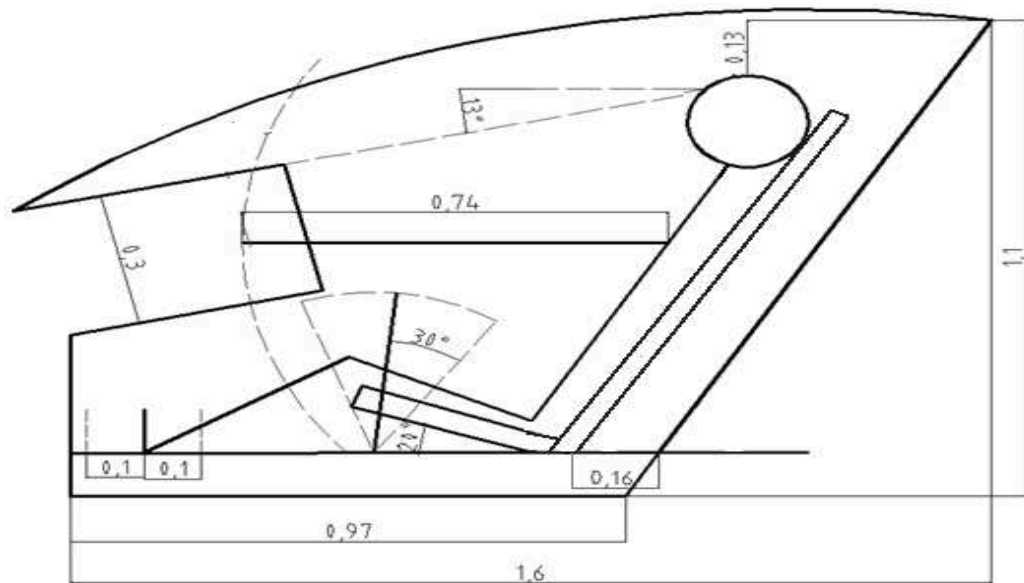
Altímetro, horizonte artificial, velocímetro e climb são exigidos pela norma, além da mesma descrever a necessidade de instrumentos que garantam o bom monitoramento do funcionamento do motor. Todos os instrumentos citados, com exceção do rádio portátil, são exigidos pela norma reguladora.

Figura 9– Dimensões padrão de uma pessoa com 1,75 m de altura



Fonte: Mohammad (2013).

Figura 10- Dimensões iniciais da cabine (medidas em metros)



Fonte: Autor (2018).

A largura máxima da fuselagem foi estipulada em 0,8 m, sendo que a cabine terá 0,65 m de largura.

#### 4.2.4 Resultados do primeiro dimensionamento

A Tabela 10 mostra os resultados para o primeiro dimensionamento das concepções da aeronave com base no que foi descrito nos itens anteriores.

Tabela 10– Primeiro dimensionamento das configurações

Configuração	Conf.1	Conf.2	Conf.3	Conf.4	Conf.5
Envergadura da asa [m]	8	6,5	6,5	8	7,73
Área da asa [m <sup>2</sup> ]	8	8	8	8	8
Envergadura est. horizontal [m]	2,5	2,5	2,5	2,5	2,5
Área est. horizontal [m <sup>2</sup> ]	1,415	1,87	1,87	1,415	0,96
Envergadura est. Vertical [m]	1,28	1,06	0,533 (cada)	1,28	1,5 (cada)
Área est. vertical [m <sup>2</sup> ]	0,96	0,8	0,4 (cada)	0,96	1 (cada)
$l_{HT}$ [m]	2,82	2,66	2,66	2,82	3,64
$l_{VT}$ [m]	2,73	2,61	2,61	2,73	1,13
Enflexamento da asa $\Lambda_{asa}$	0°	0°	0°	0°	15°
$\Lambda_{est. horizontal}$	0°	0°	0°	0°	0°
$\Lambda_{est. vertical}$	21,3°	25,2°	25°	21,3°	18,4°
Afilamento da asa $\lambda_{asa}$	1	1	1	1	1
$\lambda_{est. horizontal}$	1	1	1	1	1
$\lambda_{est. vertical}$	0,5	0,5	0,67	0,5	0,5
Corda da raiz est. vertical [m]	1	1	0,748	1	1
Corda da ponta est. vertical [m]	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5
$MAC_{est. vertical}$	0,77	0,77	0,632	0,77	0,77
Altura máxima da fuselagem [m]	1,1	1,1	1,1	1,1	1,1
Largura máxima da fuselagem [m]	0,8	0,8	0,8	0,8	0,8

Fonte: Autor (2018).

Pela Tabela 10, vemos que a configuração Canard (configuração 5) precisou de algumas modificações. Tivemos que aplicar um enflexamento nas asas para que os estabilizadores verticais não ficassem muito grandes, devido à distância  $l_{VT}$  para essa configuração ser menor se comparada às outras. Isso interfere no comprimento da aeronave, que passa a ser maior, mas seu comprimento dobrado muda muito pouco.

Desta forma, com os dados obtidos até então é possível fazer o peso refinado da aeronave vazia para cada concepção.

#### 4.2.5 Refinamento dos pesos

Para o refinamento do peso de cada parte da aeronave usaremos a metodologia proposta por Mohammad (2013). Basicamente ela é composta por formulações baseadas em dados estatísticos de aeronaves semelhantes. Os dados que devemos fornecer estão em sua maioria na Tabela 10. A exceção fica ao fator de carga último ( $n_{últ}$ ), que segundo a norma ASTM F 2245-07 seu valor corresponde a 1,5 vezes o fator de carga limite positivo que é de 4. Então  $n_{últ} = 6$ .

Os demais valores assumidos nas equações foram valores médios de constantes propostos pela mesma referência. As equações utilizadas estão no Apêndice A.

Essas formulações só serão utilizadas para calcular os pesos das asas, estabilizadores horizontal e vertical, fuselagem, trem de pouso e sistema de combustível. Os demais componentes que compõe o peso vazio da aeronave foram assumidos através de dados fornecidos pelos fabricantes.

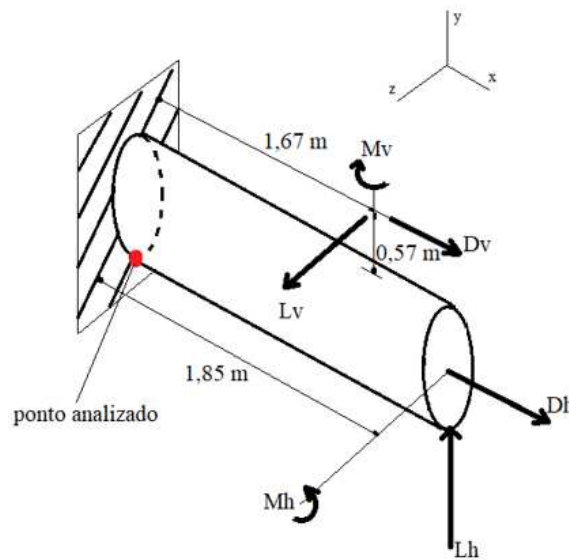
Com relação ao peso da fuselagem das configurações 3 e 4, podemos ver pela Figura 8 que ambas tem apenas tubos que ligam a fuselagem principal aos estabilizadores. Então para que não tivéssemos um erro muito grande na estimativa de peso da fuselagem para essas concepções, decidimos fazer um cálculo estrutural aproximado desses tubos, e usar as equações propostas por Mohammad (2013) apenas na parte principal da fuselagem.

Iremos mostrar com mais detalhe aqui apenas a estrutura da configuração 4, tendo em vista que a estrutura da configuração 3 segue os mesmos princípios.

A Figura 11 mostra um esboço do problema de viga engastada. Consideramos o tubo engastado na fuselagem principal, sujeita as forças geradas pelos estabilizadores na outra extremidade. Para determinar essas forças aerodinâmicas fizemos simulações no programa XFRL5 considerando condições de voo extremas para a estrutura. Dessa forma assumimos a

velocidade de voo máxima imposta pela norma (120 nós), e tanto o profundor quanto o leme defletidos a  $40^\circ$  ao mesmo tempo, gerando assim forças combinadas. Foi assumido um voo ao nível do mar e as forças aerodinâmicas a  $\frac{1}{4}$  da corda média. O valor das forças aerodinâmicas são mostrados na Tabela 11.

Figura 11– Esboço das forças atuando na estrutura que liga a fuselagem aos estabilizadores da configuração 4



Fonte: Autor (2018).

Tabela 11– Forças aerodinâmicas atuando na empenagem da configuração 4

Força	Símbolo	Valor
Arrasto do est. Horizontal	Dh	753 N
Sustentação do est. Horizontal	Lh	5705 N
Arrasto do est. Vertical	Dv	300 N
Sustentação do est. Vertical	Lv	1482 N
Momento devido ao deslocamento da força para o centro aerodinâmico do est. Horizontal	Mh	1200 N.m
Momento devido ao deslocamento da força para o centro aerodinâmico do est. Vertical	Mv	361,8 N.m

Fonte: Autor (2018).

Para esse caso, assumimos o critério de falha de Von Mises usando um coeficiente de segurança de 1,5 sugerido pela norma para estruturas gerais da aeronave. A equação 10 se refere a tensão equivalente de Von Mises para o caso tridimensional.

$$\sigma' = \sqrt{\frac{(\sigma_x - \sigma_y)^2 + (\sigma_y - \sigma_z)^2 + (\sigma_z - \sigma_x)^2 + 6(\tau_{xy}^2 + \tau_{yz}^2 + \tau_{zx}^2)}{2}} \quad (10)$$

Onde as tensões normais ( $\sigma$ ) são a soma das tensões axial e de flexão, equações 11 e 12, e as tensões cisalhantes ( $\tau$ ) a soma do cisalhamento puro com a tensão cisalhante causada pelo torque, equações 13 e 14 respectivamente.

$$\sigma = \frac{F}{A} \quad (11)$$

$$\sigma = \frac{M \cdot y}{I} \quad (12)$$

$$\tau = \frac{V_{\text{cis}} \cdot Q}{I \cdot t} \quad (13)$$

$$\tau = \frac{T \cdot y}{J} \quad (14)$$

Onde F é a força aplicada, A a área da seção transversal, M o momento no ponto analisado, y a distância do centro da seção transversal até o ponto analisado, I o momento de inércia de área da seção transversal,  $V_{\text{cis}}$  a força cisalhante, t a largura da área da seção transversal, T o torque e J o momento polar de inércia.

Na equação 13,  $Q = y' A'$ , onde, segundo Hibbeler (2013)  $A'$  é a porção superior ou inferior da área da seção transversal de onde t é medida e  $y'$  a distância da linha neutra até o centroide de  $A'$ .

Assumindo uma liga de alumínio 7075 T6, com tensão de escoamento de 495 MPa, chegamos que o diâmetro do tubo para a configuração 4 é de 90 mm, para uma espessura de 10 mm. Assumindo um comprimento de 1,85 m, temos que o peso desse componente corresponde a 12,6 kg.

Com relação à configuração 3, assumindo as mesmas hipóteses anteriores, temos que cada um dos dois tubos que compõe a estrutura que liga a fuselagem aos estabilizadores pesará 2,7 kg, considerando um diâmetro externo de 34 mm, com espessura de 7 mm. Porém o comprimento do tubo é menor, 1,6 m pois decidimos alongar um pouco a fuselagem tendo em vista que nessa configuração o motor irá inteiramente atrás do piloto, diferentemente da configuração 4, onde o mesmo pode ir em cima da asa.

Apenas a título de informação, a fuselagem principal da configuração 3 tem 2,5 m de comprimento, e da configuração 4, 2,25 m de comprimento.

Com isso o peso total da fuselagem, bem como de todos os outros sistemas das configurações são mostrados na Tabela 12.

Tabela 12 – Peso dos componentes

<b>Pesos dos componentes</b>	<b>Conf. 1 [kg]</b>	<b>Conf. 2 [kg]</b>	<b>Conf. 3 [kg]</b>	<b>Conf. 4 [kg]</b>	<b>Conf. 5 [kg]</b>
Asa	39,8	38	38	39,8	39
Est. Horizontal	7,96	15,5	15,5	7,96	4,5
Est. Vertical	7,84	12	5,5	7,84	20
Fuselagem	52,5	52,5	40,3	40,55	52,5
Trem de pouso principal	8,33	10,25	10,25	8,33	8,33
Trem de pouso do nariz	4,16	5,13	5,13	4,16	4,16
Motor Rotax 912 com caixa de redução	55,4	55,4	55,4	55,4	55,4
Radiador	1,5	1,5	1,5	1,5	1,5
Filtro de ar do motor (x 2)	0,15 cada	0,15 cada	0,15 cada	0,15 cada	0,15 cada

Escape	4	4	4	4	4
Duto de ar	0,8	0,8	0,8	0,8	0,8
Montante	2	2	2	2	2
Bomba de vácuo	0,8	0,8	0,8	0,8	0,8
Alternador	3	3	3	3	3
Sobrecarga do redutor	1,7	1,7	1,7	1,7	1,7
Parede de fogo	8,7	8,7	8,7	8,7	8,7
Sistema de combustível (tanque, bomba, mangueiras)	5,76	5,76	5,76	5,76	5,76
Hélice	2,5	2,5	2,5	2,5	2,5
Painel	3	3	3	3	3
Altímetro	1	1	1	1	1
Climb	1	1	1	1	1
Tacômetro	1	1	1	1	1
Indicador de combustível (x 2)	1	1	1	1	1
Horizonte artificial	0,9	0,9	0,9	0,9	0,9
Medidor de temperatura da câmara de combustão	1	1	1	1	1
Velocímetro +medidor de temperatura	1	1	1	1	1



do óleo + voltímetro					
Rádio portátil	0,35	0,35	0,35	0,35	0,35
Bateria	5,9	5,9	5,9	5,9	5,9
Assento	5	5	5	5	5
<b>Soma do peso vazio</b>	228,2	241	222,3	216,3	233,1

Fonte: Autor (2018).

O peso dos reforços para a dobra da asa foi desconsiderado nesse momento, e será tratado futuramente apenas para a configuração escolhida. Já o peso do sistema de controle foi somado ao peso da fuselagem.

A hélice escolhida não é a definitiva e será analisada com mais detalhes no decorrer desse trabalho. Neste momento escolhemos uma hélice e – Props Almacia 80 tripá com 1,55 m de diâmetro, feita em fibra de carbono. Para a bateria, escolhemos uma bateria Concorde RG-12LSA de 12 volts indicada para aeronaves LSA. O assento escolhido foi o High Black, vendido na Aircraft Spruce. Os pesos dos instrumentos do painel foram assumidos como pesos médios de diferentes fabricantes sem a preocupação inicial com o preço, sendo que esse detalhe será tratado futuramente.

#### 4.2.6 Cálculo do centro de gravidade

Para o cálculo do centro de gravidade, iremos assumir os pesos de cada componente como cargas concentradas em localizações propostas por Mohammad (2013), ou determinadas pelo próprio autor desse trabalho. Essas considerações são as seguintes:

Eixo X (horizontal):

- Combustível e sistema de combustível somados ao peso da asa, sendo o peso desse conjunto localizado a 35% da corda média;
- Peso da fuselagem localizado a 44% do comprimento. Para as configurações 3 e 4, isso valerá para a fuselagem principal, sendo que o peso dos tubos que ligam a fuselagem à empenagem será considerado na metade de seus comprimentos;

- Peso do trem de pouso localizado na linha central da roda, sendo que sua posição ao longo da fuselagem varia dependendo da configuração;
- Considerar o motor como um paralelepípedo, onde no eixo X seu peso estará localizado na metade de seu comprimento, ou seja 0,277 m, e sua localização na fuselagem dependerá de cada configuração;
- Peso do painel, instrumentos e baterias acoplados, e localizados a 0,3 m a partir do início da cabine;
- Peso dos estabilizadores horizontal e vertical localizados a 35 % da corda média;
- Peso do acento mais o peso do piloto localizado a 0,8 m a partir do início da cabine.

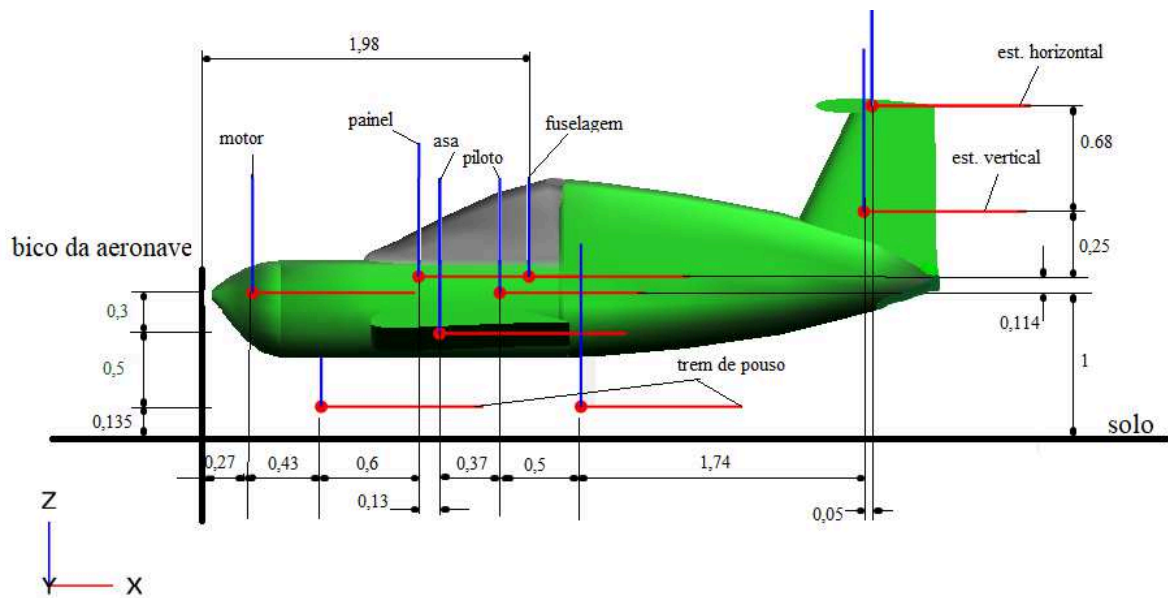
Eixo Z (vertical):

- Peso da asa 7% acima da espessura média;
- Peso do estabilizador horizontal no plano médio do mesmo;
- Peso do estabilizador vertical a 35 % de sua envergadura;
- Peso da pessoa mais banco localizado a 5 % abaixo da linha média da fuselagem;
- Peso da fuselagem e painel com instrumentos na linha média da fuselagem;
- Trem de pouso a 30% de sua altura acima do chão;
- Considerar o motor como um paralelepípedo, onde no eixo Z seu peso estará localizado na metade de sua altura, ou seja 0,17 m, e sua localização na fuselagem dependerá de cada configuração.

No eixo Y todas as configurações serão simétricas.

A Figura 12 mostra como exemplo um esboço da configuração 2 com as distâncias de cada componente para o cálculo do centro de gravidade. As outras configurações seguem o mesmo princípio, então só serão mostrados os resultados, que estão na Tabela 13. Para realizar os cálculos, modelamos as 5 configurações no Software OpenVSP utilizando massas concentradas, e já calculamos também os momentos de inércias de massa, que serão necessários para a análise de estabilidade.

Figura 12– Distribuição de pesos para a configuração 2 (medidas em metros)



Fonte: Autor (2018).

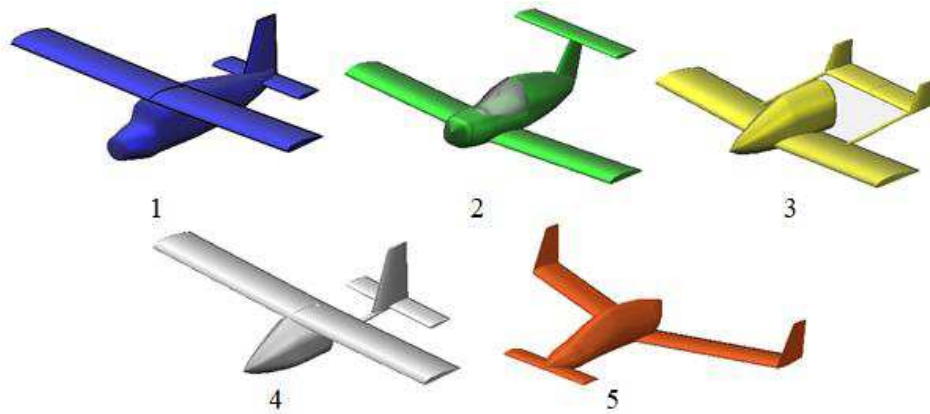
Tabela 13– Centro de gravidade e momento de inércia de massa das concepções

	<b>Conf. 1</b>	<b>Conf. 2</b>	<b>Conf. 3</b>	<b>Conf. 4</b>	<b>Conf. 5</b>
CG eixo X	1,37	1,57	1,88	1,63	3,15
[m]					
CG eixo Z	0,97	0,84	0,82	1,25	0,76
[m]					
$I_{xx}$ [kg.m <sup>2</sup> ]	271,41	106,27	104,37	176,95	306,1
$I_{yy}$ [kg.m <sup>2</sup> ]	286,86	394,8	255,24	223,14	639,84
$I_{zz}$ [kg.m <sup>2</sup> ]	477,18	439,1	319,8	328,25	913,5
$I_{xz}$ [kg.m <sup>2</sup> ]	-2,16	71,12	32,41	-3,16	8,96

Fonte: Autor (2018).

Na Tabela 13, a posição do centro de gravidade no eixo X foi contabilizada a partir do bico da aeronave e no eixo Z a partir do solo. Foi considerado também o peso do piloto com 75 kg, e o peso de combustível de 42,54 kg estipulado no item 3.3.3 desse trabalho. Com esses dados podemos fazer a análise de estabilidade das configurações.

Figura 13– Modelagem das concepções no OpenVSP



Fonte: Autor (2018).

#### 4.2.7 Análise de estabilidade

Para a análise de estabilidade, as 5 configurações foram modeladas no programa XFLR5, e as simulações foram feitas usando o método Vortex Lattice para um escoamento inviscido.

Essa análise é necessária não apenas para comparar as aeronaves com relação à esse requisito, mas também para determinar o ângulo de incidência de trimagem do estabilizador horizontal da aeronave em voo de cruzeiro. Esse fator impacta no arrasto da aeronave e mudará os resultados de desempenho que serão discutidos no próximo tópico.

O refinamento para analisar a qualidade de voo quanto a estabilidade da aeronave será feito futuramente apenas para a configuração escolhida. Nesse momento iremos apenas comparar os dados de estabilidade das concepções.

Para deixarmos a comparação mais justa, impomos os seguintes requisitos:

- Configurações com asa alta terão um ângulo de diedro de  $1^\circ$ , e de asa baixa de  $3^\circ$ ;
- Assumir que todas deverão estar trimadas no mesmo ângulo de ataque de  $0^\circ$  em cruzeiro;
- Valores numéricos de  $C_{m\alpha}$ ,  $C_{n\beta}$  e  $C_{l\beta}$  serão analisados;
- Para a estabilidade dinâmica será apenas analisado se a aeronave é estável ou não. Se for instável terá sua nota descontada desse requisito;
- Antes de determinar que a aeronave é instável, tentaremos deixa-la estável, porém não mexendo no comprimento, altura e envergadura máximos

estipulados. Essas modificações deverão ser feitas até que a aeronave consiga realizar um voo de cruzeiro sem um ângulo de incidência do estabilizador horizontal muito alto;

- Se as modificações acima forem necessárias, os requisitos de tempo/facilidade de projeto e custo serão descontados;
- Efeitos do motor nessa análise serão desconsiderados.

Realizando uma primeira análise, apenas as configurações 1 e 2 se mostraram estáveis sem precisar serem mexidas. As configurações 4 e 5 sofreram algumas modificações, mas conseguimos estabiliza-las.

A configuração 3 mostrou um grande problema com a estabilidade longitudinal. O tamanho do estabilizador horizontal teria que ser muito grande (quase 1 m de corda média para 2,5 m de envergadura) para começar a melhorar a condição de voo ou teríamos que aumentar o comprimento da aeronave, o que não permitimos que fosse feito nesse momento.

Esse problema se deve principalmente a localização do CG estar muito para traz do nariz da aeronave, fazendo com que o braço de momento do estabilizador horizontal fique menor, necessitando de uma maior área.

Ainda com relação à configuração 3, tentamos diminuir o tamanho da asa para balancear os momentos da aeronave e fazer com que o esforço feito pelo estabilizador horizontal fosse menor. Porém teríamos que diminuir muito o tamanho da asa para começar a chegar em um resultado melhor ( $6,5 \text{ m}^2$ ), o que tornaria difícil cumprirmos futuramente o requisito da norma que exige uma velocidade de estol de 45 nós sem a utilização de flaps. Para essas condições seria necessário um  $C_L$  de cerca de 1,7, considerando uma pessoa de 75 kg, sem bagagens, ou seja, esse número tende a ser ainda maior para a velocidade de estol usando o peso máximo de decolagem como exige a norma. Mesmo fazendo tudo isso o melhor resultado de  $C_{m\alpha}$  que obtivemos foi de 0,37, ou seja a aeronave continuava instável.

Com isso, optamos por desconsiderar a concepção 3 pois as modificações necessárias para obter uma boa qualidade de voo fariam com que não conseguíssemos cumprir todos os requisitos de projeto estipulados anteriormente.

Na configuração 5 adotamos as seguintes modificações:

- Área da asa =  $7 \text{ m}^2$ , com corda constante de 0,9 m;
- Corda do estabilizador horizontal = 0,5 m;
- Perfil da asa NACA 64A215;

- Perfil do estabilizador horizontal NACA 4412;
- Enflexamento da asa de  $25^\circ$ ;
- Área de cada estabilizador vertical de  $0,675 \text{ m}^2$ , sendo a corda da raiz de  $0,9 \text{ m}$ , corda da ponta de  $0,45 \text{ m}$  e  $1 \text{ metro}$  de envergadura.
- Demais parâmetros não foram modificados;

Podemos ver que a configuração 5 se tornou uma aeronave Lift Canard. Essas modificações possibilitaram um  $C_L/C_D$  maior, redução de peso para  $226,33 \text{ kg}$  e principalmente deixaram a aeronave estável.

Essa análise já era esperada, pois quando fizemos o dimensionamento inicial dos estabilizadores consideramos os comprimentos  $l_{HT}$  e  $l_{VT}$  a distância entre  $\frac{1}{4}$  da corda dos estabilizadores até  $\frac{1}{4}$  da corda da asa. Essa distância é na realidade contabilizada com relação ao CG da aeronave, e não  $\frac{1}{4}$  da corda da asa. Porém é uma boa aproximação inicial para a maioria das aeronaves, tendo em vista que não conhecíamos a posição do CG naquele momento, mas para o configuração canard esse valor teve que ser corrigido.

Com relação à configuração 4 diminuimos a corda da asa para  $0,9 \text{ m}$ , e consequentemente a área da asa para  $7,2 \text{ m}^2$ . Também aumentamos a corda do estabilizador horizontal para  $0,6 \text{ m}$ , aumentando a área do mesmo para  $1,5 \text{ m}^2$ . Essas modificações diminuíram o peso vazio para  $211,8 \text{ kg}$ .

A Tabela 14 mostra as novas posições do CG e os novos momentos de inércia de massa para as configurações 4 e 5.

Tabela 14– Novos parâmetros para as configurações 4 e 5

	<b>Conf. 4</b>	<b>Conf. 5</b>
CG eixo X	1,7	3,25
[m]		
CG eixo Z	1,06	0,76
[m]		
$I_{xx} [\text{kg.m}^2]$	170,65	180,7
$I_{yy} [\text{kg.m}^2]$	212,64	430,72
$I_{zz} [\text{kg.m}^2]$	310,55	579,49
$I_{xz} [\text{kg.m}^2]$	6,8	13,78

Fonte: Autor (2018).

A Tabela 15 mostra os resultados das simulação para estabilidade feitas no XFRL5 para as 5 concepções.

Tabela 15– Resultados da simulação para estabilidade

<b>Configuração</b>	<b>Conf.1</b>	<b>Conf.2</b>	<b>Conf.3</b>	<b>Conf.4</b>	<b>Conf.5</b>
Estabilidade longitudinal dinâmica	Estável	Estável	Instável	Estável	Estável
Estabilidade latero-direcional dinâmica	Estável	Estável	Estável	Estável	Estável
$C_{m\alpha}$ [1/rad]	-1,37	-0,253	0,37	-0,98	-1,12
$C_{n\beta}$ [1/rad]	0,117	0,093	0,053	0,122	0,12
$C_{l\beta}$ [1/rad]	-0,062	-0,48	-0,024	-0,03	-0,22

Fonte: Autor (2018).

#### 4.2.8 Desempenho

Para a análise de desempenho iremos analisar o que está relacionado aos requisitos de projeto, ou seja, peso, velocidade de cruzeiro, velocidade de estol, consumo de combustível, taxa de subida, distâncias de pouso e decolagem e alcance.

Utilizamos como referência as equações presentes em Yechout (2014) para fazer essas análises. As mesmas estão no Apêndice A. Apenas com relação ao consumo de combustível fizemos uma análise diferente. Para fazer essa análise calculamos o arrasto que cada aeronave gera em condição de cruzeiro, que deve ser igual à tração gerada pelo avião. Através da equação 15, encontramos a potência necessária para gerar tal tração, assumindo a eficiência da hélice igual a 0,8. Tendo a potência de eixo, conseguimos achar a rotação do motor e consequentemente o consumo de combustível dados pela Rotax®. O gasto de combustível em cruzeiro fica em torno de 25 a 28 litros dependendo da configuração.

$$F_N = D = \frac{\eta_p W_b}{V_{cruz}} \quad (15)$$

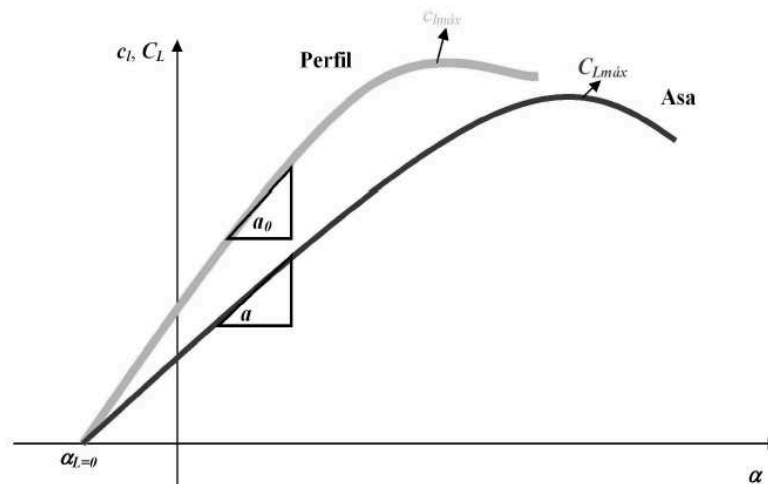
Na equação 15,  $F_N$  é a tração,  $D$  o arrasto total da aeronave,  $\eta_p$  a eficiência da hélice,  $W_b$  a potência de eixo e  $V_{cruz}$  a velocidade de cruzeiro.

Com relação ao consumo específico de combustível para ser usado na equação de Breguet, adotaremos um valor conservador considerando a potência máxima do motor, tendo em vista que o fabricante não dá informações mais precisas de como o teste de desempenho do mesmo foi realizado. Como uma pequena mudança no valor em questão pode acarretar em uma diferença grande no alcance final, decidimos fazer esse procedimento. Essa abordagem será feita em todas os passos daqui em diante em que a equação de Breguet for usada. O valor para esse consumo de combustível é 0,446 lb/HP/h. Como o objetivo nesse momento é apenas a comparação, assumimos um voo de cruzeiro ao nível do mar, com os gastos das outras partes da missão baseados no item 3.3.2.

Para o pouso assumimos que não temos tração gerada pelo motor e nem freios, apenas o atrito das rodas em uma pista de grama. A velocidade de estol é assumida para o peso vazio mais 75 kg do piloto mais 42,54 kg de combustível.

Com relação ao coeficiente de sustentação máximo ( $C_{Lmáx}$ ) necessário para o cálculo da velocidade de estol, assumimos que o ângulo de estol da asa é o mesmo ângulo de estol do perfil. Essa é uma análise conservadora tendo em vista que o ângulo de estol da asa é sempre maior que o ângulo de estol do perfil. Já com relação ao coeficiente de sustentação, seu valor relacionado à asa é menor que o coeficiente de sustentação máximo do perfil, como mostra a Figura 14. Mas para ficar claro, o valor de  $C_L$  é o valor para asa 3D retirado do XFLR5.

Figura 14 - Representação das diferenças entre as curvas de coeficientes de sustentação 2D e 3D versus o ângulo de ataque.



Fonte: Rodrigues (2013).



Essa aproximação foi necessária pois o programa XFLR5 só realiza a análise 3D para a região linear da curva  $C_L \times \alpha$ .

O programa OpenVSP permiti uma modelagem mais detalhada e também a análise viscosa, então o coeficiente de arrasto parasita foi obtido através do mesmo e foi considerado constante durante o voo. Já os outros parâmetros aerodinâmicos foram obtidos através do XFLR5, utilizando a mesma sistemática de simulação feita para a análise de estabilidade. Esses valores são dados na Tabela 16.

Apenas para justificar o uso dos dois programas, o XFLR5 faz a simulação em um tempo muito menor que o OpenVSP, o qual também costuma travar. Porém o XFLR5 só faz a análise do escoamento inviscido. Por esses motivos utilizamos os dois programas.

Tabela 16– Resultados das simulações para obter os parâmetros aerodinâmicos

<b>Configuração</b>	<b>Conf.1</b>	<b>Conf.2</b>	<b>Conf.3</b>	<b>Conf.4</b>	<b>Conf.5</b>
$C_{D0}$	0,022	0,019	-	0,017	0,021
$C_{L \text{ cruz.}}$	0,275	0,285	-	0,262	0,274
$C_{Di}$	0,009	0,01	-	0,01	0,007
$C_{L\text{máx}}$	1,3	1,28	-	1,444	1,1
Incidência da asa	0,37°	0,2°		1,5°	1,11°
Incidência do estabilizador horizontal	-0,9°	0,1°		-1,6°	3,45°

Fonte: Autor (2018).

Na Tabela 16  $C_{D0}$  e  $C_{Di}$  são os coeficientes de arrasto parasita e induzido respectivamente.

Apesar de o perfil da asa ser o mesmo para todas as configurações, com exceção da concepção 5, os valores de  $C_{L \text{ máx}}$  deram diferentes pois as configurações necessitaram de diferentes ângulos de incidência da asa para que estivessem trimadas, diminuindo assim a amplitude possível para a variação do ângulo de ataque.

Além disso, para a configuração Canard, o estabilizador horizontal estolava antes da asa, fazendo com que o  $C_{L\text{máx}}$  não fosse tão grande, o que do ponto de vista de segurança é bom.

Os resultados para o desempenho da aeronaves é mostrado na Tabela 17.

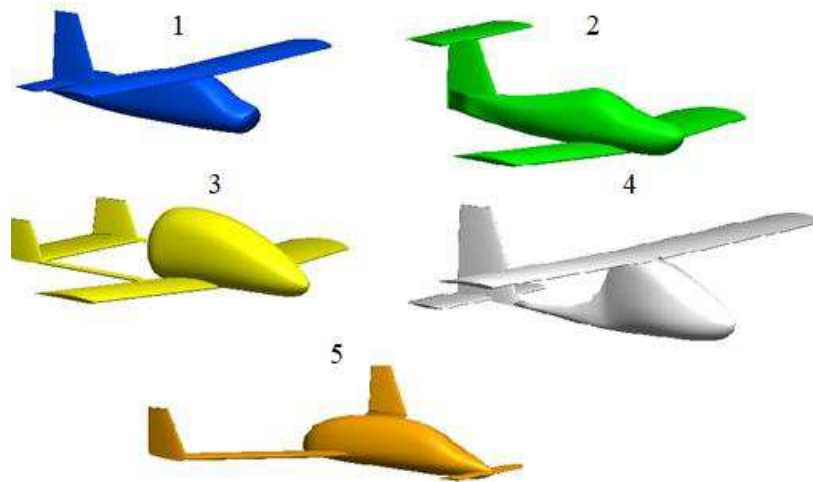
Tabela 17– Resultado para o desempenho das aeronaves

<b>Configuração</b>	<b>Conf.1</b>	<b>Conf.2</b>	<b>Conf.3</b>	<b>Conf.4</b>	<b>Conf.5</b>
Peso vazio [kg]	228,2	241	-	211,8	226,33
Velo. de cruzeiro [km/h]	180	180	-	180	180
Velo. de estol [km/h]	83	85,3	-	80,7	90,4
Consumo de combustível [l/h]	5,3	5	-	4,9	4,9
Taxa de subida [m/s]	6,42	6,9	-	8,14	7,17
Distância de pouso [m]	241,55	261,8	-	230,9	289
Distância de decolagem [m]	213	232,8	-	184,8	256
Alcance [km]	839	872	-	915	900

Fonte: Autor (2018).

Lembrando que independente da configuração escolhida esses valores tendem a mudar, pois há sistemas como trem de pouso e conjunto motopropulsor que não foram colocados nas análises aerodinâmicas e irão gerar mais arrasto.

Figura 15– Modelagem das aeronaves no XFLR5 para análises aerodinâmicas e de estabilidade



Fonte: Autor (2018).

#### 4.2.9 Escolha da melhor concepção utilizando a matriz QFD

Com todos os dados de desempenho, temos agora valores numéricos para comparar as configurações.

Para cada requisito de projeto da concepção daremos uma nota de 0 (zero) a 4 (quatro), onde, 0 é desempenho insatisfatório e 4 é um desempenho ótimo, em relação a cada requisito. Essas notas serão baseadas nas Tabelas 15 e 17 e em todos os comentários feitos então. Esse valor será multiplicado pelo peso de cada requisito de projeto dado pela matriz QFD na Tabela 5. A concepção que obtiver a maior soma será a escolhida.

Lembrando que as configurações 4 e 5 tiveram alguns descontos devido a necessidade de um re-projeto para ficarem com uma boa estabilidade. Então foram descontados 1 ponto da nota real para os requisitos de estabilidade, tempo/ facilidade de projeto e custo.

Tabela 18- Escolha da melhor concepção com base nos requisitos de projeto

<b>Requisito de projeto</b>	<b>Peso relativo %</b>	<b>Nota concp.1</b>	<b>Nota concp.2</b>	<b>Nota concp.3</b>	<b>Nota concp.4</b>	<b>Nota concp.5</b>
Envergadura	1,6	3,5	3,5	-	3,5	4
Comprimento	1,6	4	4	-	4	3,5
Altura	1,2	2,5	3	-	2,5	3,5
Peso vazio	6,6	3	2	-	4	2,5
MTOW	6,6	3	2	-	4	2,5
Potência	6,4	4	4	-	4	4
Material da estrutura	2,1	4	4	-	4	4
Velocidade de cruzeiro	6,5	3,5	3,5	-	3,5	3,5
Velocidade de estol	3,8	3,5	3	-	4	2,5
Consumo de combustível	5,8	2	3	-	3,5	3,5
Taxa de subida	6,2	2	2,5	-	3,5	3
Carga alar	1,2	4	4	-	4	4
Distância de pouso	6,4	3,5	3	-	4	2,5
Distância de decolagem	7,7	3,5	3	-	4	2,5
Alcance	7,3	2,5	3	-	4	3,5
Estabilidade	4,2	4	3	-	2	2,5
Custo	9,7	4	3,5	-	3	2
Facilidade de armazenamento	1,7	3	3	-	3	3
Facilidade de transporte	0,8	3	3	-	3	3
Tempo/ facilidade de produção	2,1	4	3,5	-	4	3
Tempo/ facilidade de projeto	3,4	4	3,5	-	3	2
Segurança	7,3	3,5	3,5	-	3,5	4
<b>Soma do peso relativo vezes a nota da concepção</b>	<b>100%</b>	<b>328,8</b>	<b>313,98</b>	<b>-</b>	<b>361,3</b>	<b>299,65</b>

Fonte: Autor (2018).

Através Tabela 18, vemos que a melhor concepção para nosso projeto é a concepção 4, ou seja:

- Monoplano;
- Asa retangular;
- Asa alta;
- *Pusher*;
- Cabine;
- Empenagem convencional;
- Trem de pouso triciclo.

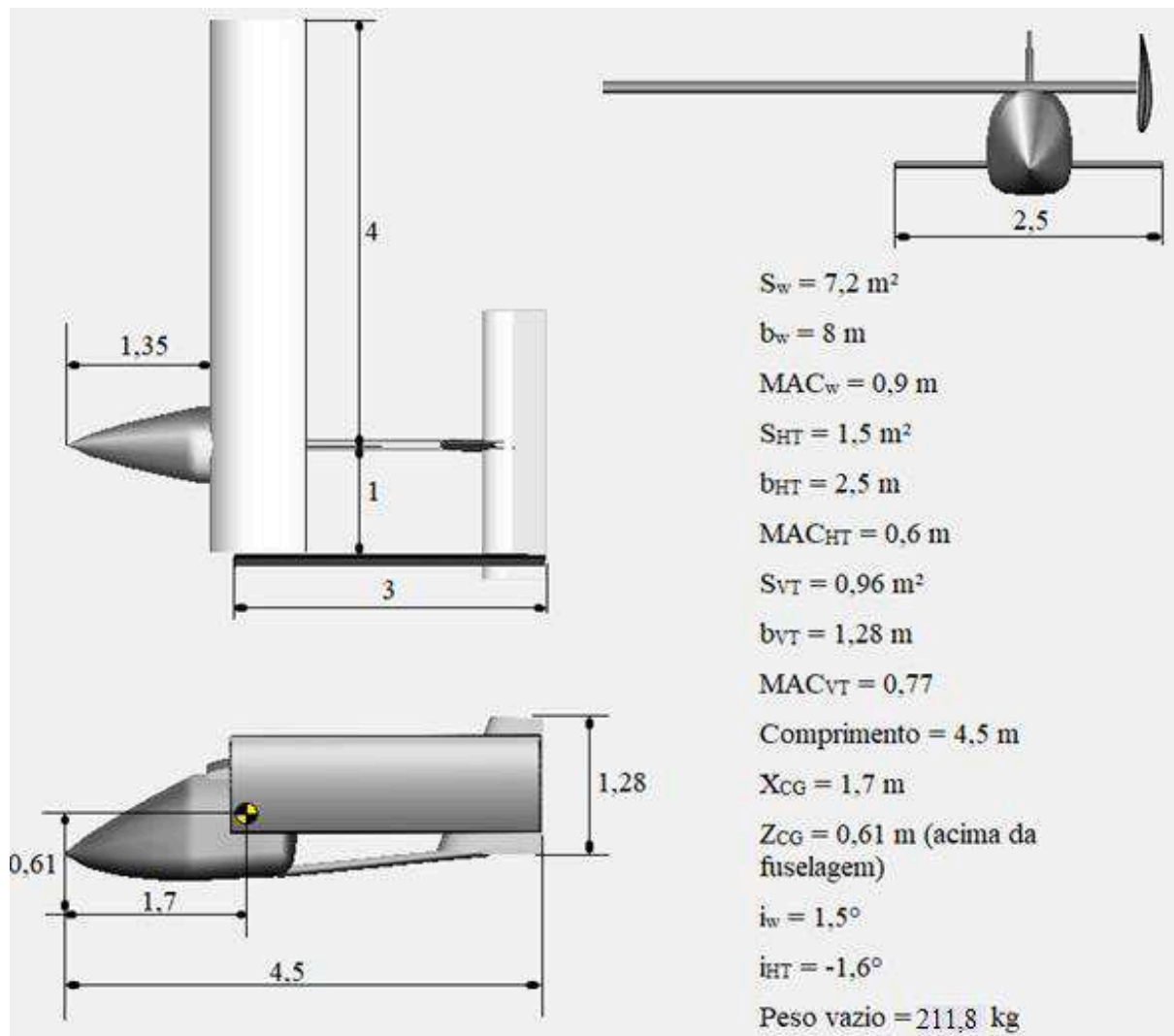
Logicamente essa configuração poderá sofrer modificações, mas ela será a base para o nosso projeto.

Essa concepção nos traz um bom desempenho, segurança e facilidade de transporte e armazenamento. Além disso, só possui uma pequena estrutura que leva a fuselagem até a empenagem, chamada de *boom*. Isso reduz o peso estrutural da aeronave, e diminui sua área molhada, diminuindo também o arrasto parasita. Também podemos colocar um montante externo na asa, o que nos facilitará o projeto estrutural, tendo em vista que a asa dobrável é um ponto crítico.

Porém essa configuração requer uma atenção maior com a aerodinâmica da cabine, e com o projeto estrutural do boom.

A Figura 16 mostra um resumo dos principais dados geométricos da configuração escolhida.

Figura 16-Resumo dos principais dados da configuração escolhida. Todas as medidas da figura estão em metros



Fonte: Autor (2018).

## **5 REFINAMENTO DO PROJETO CONCEITUAL DA CONCEPÇÃO ESCOLHIDA**

Com os resultados do capítulo 4, já temos uma boa ideia de como será nossa aeronave. Iremos agora detalhar mais o projeto para que a mesma possa cumprir os requisitos da norma, e para que tenhamos dados mais concretos para fazer a análise de desempenho e comparar esses dados com os de aeronaves semelhantes.

Nesse capítulo faremos o desenho externo da fuselagem, análise do grupo motopropulsor, e projetos da asa, estabilizadores e trem de pouso.

### **5.1 DESENHO DA FUSELAGEM**

Decidimos começar pelo projeto da fuselagem pois a mesma é o subsistema que menos sofrerá alterações durante o projeto, tendo em vista que seu projeto é feito de dentro para fora, e o interior muda muito pouco no decorrer do desenvolvimento.

A Figura 10 já nos mostra uma boa noção do espaço interno que precisamos. Iremos apenas detalhar o posicionamento e configurações do painel, manche, assento e outros comandos. Tendo isso, escolheremos o motor de nossa aeronave e acoplaremos o mesmo na fuselagem. Também trabalharemos para definir um espaço para as bagagens.

#### **5.1.1 Cabine**

Na seção 4.2.5 definimos quais instrumentos de navegação são exigidos pela norma certificadora. Porém apenas selecionamos alguns modelos disponíveis no mercado para ter uma noção dos pesos dos mesmos.

Para este momento, foi necessário fazer uma pesquisa mais aprofundada para selecionar instrumentos que não fossem tão caros, mas que fossem certificados para a aplicação nesse tipo de aeronave.

O site [www.aircraftspruce.com](http://www.aircraftspruce.com) é um dos maiores revendedores de peças para aeronaves da aviação geral. Nele encontramos uma variedade de instrumentos dentre os quais escolhemos os listados abaixo:

- Altímetro Falcon (0,592 kg);
- *Climb* UMA (0,2 kg);

- Medidor de combustível para 2 tanques Belite (0,1 kg);
- Horizonte artificial RC Allen (1,25 kg);
- Indicador de temperaturas do óleo e cabeça do cilindro e pressão do óleo RC Allen (1 kg);
- Tacômetro MGL (0,28 kg);
- Velocímetro Skysports (0,29kg);
- Indicador de temperatura da água do motor Aviasports (0,3 kg);
- Voltímetro Mitchell (0,2 kg);
- Bússola Skysports (0,2 kg);
- Rádio portátil Icom A6 (0,36 kg).

O preço total desses instrumentos é cerca de 4050 dólares, o que para os padrões aeronáuticos não é muito tendo em vista que alguns instrumentos como o horizonte artificial podem custar mais de 5000 dólares dependendo da aplicação.

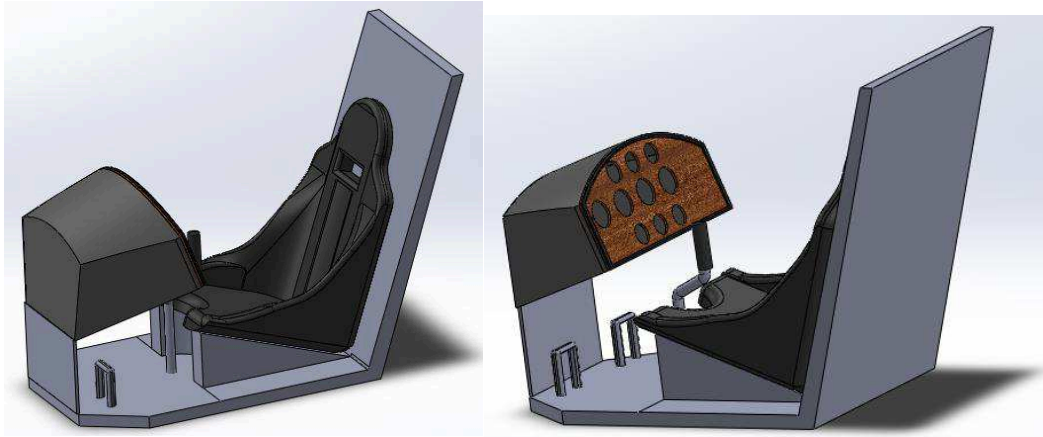
Velocímetro, altímetro, horizonte artificial e *climb* tem um diâmetro de cerca de 80 mm para instalação no painel. Os demais possuem cerca de 60 mm de diâmetro. Com relação ao comprimento do painel necessário para a instalação, o instrumento que exige mais espaço é o horizonte artificial com cerca de 200 mm de comprimento. O horizonte artificial é acionado por vácuo, então é necessário um sistema de vácuo para alimentá-lo. Esse tipo de sistema, bem como sistemas elétricos não serão abordados aqui pois fogem do escopo do trabalho.

Então projetamos um painel com as especificações necessárias para a instalação dos instrumentos. Fizemos painel em madeira mahogany com 7 mm de espessura e a caixa que envolve os instrumentos em plástico ABS com 3 mm de espessura. Ambos foram feitos com espessuras finas pois não exercem papel estrutural. Com isso o painel pesa 0,6 kg, e a caixa do painel 2,1 kg. Com relação ao assento, ficaremos com o mesmo citado na seção 4.2.5.

Para facilitar a visualização, e garantir que tudo fique dentro do que estipulamos, fizemos um modelamento 3D da cabine no programa SolidWorks®. Algumas modificações com relação à Figura 10 tiveram que ser feitas. Mais detalhes são mostrados nas Figuras 17 e 18.

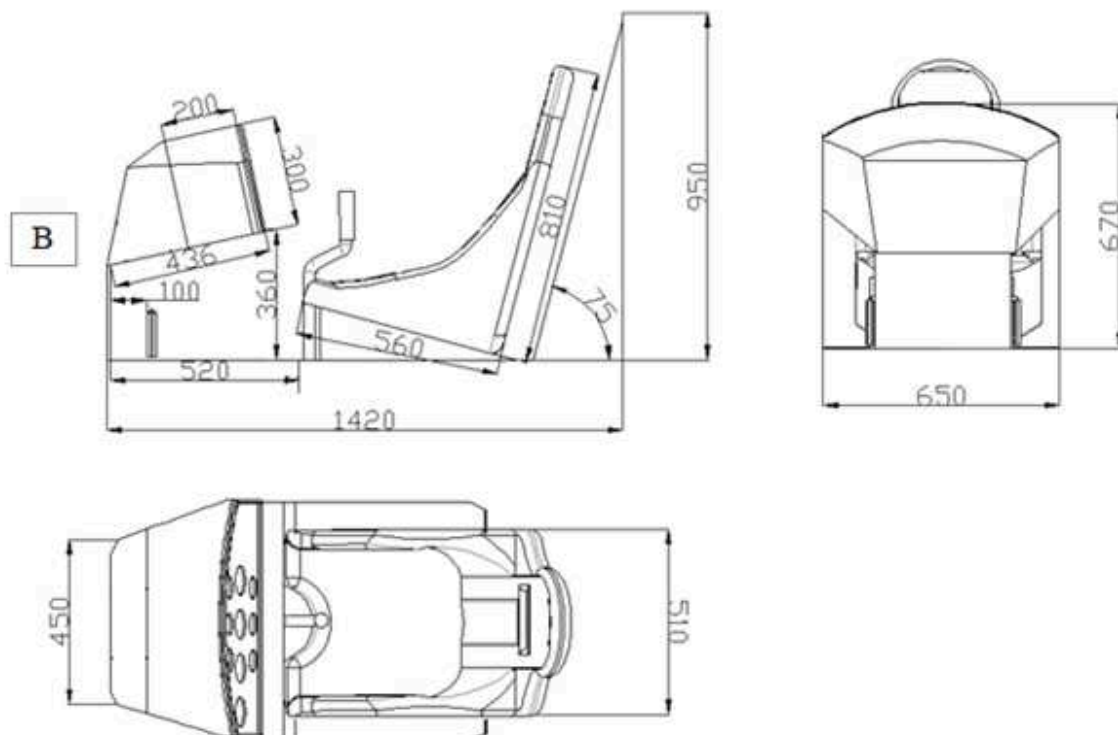


Figura 17 – Modelamento 3D da cabine



Fonte: Autor (2018).

Figura 18 – 3 vistas da cabine (medidas em milímetros)



Fonte: Autor (2018).

Uma possível configuração do painel é mostrada na Figura 19. Com base em painéis de outras aeronaves, percebemos que instrumentos como horizonte artificial, altímetro e velocímetro ficam na parte mais central devido a sua importância. Essa disposição desses três instrumentos citados também é proposta por Mohammad (2013).

Figura 19 – Configuração do painel de instrumentos



Fonte: Autor (2018).

Uma chave de ignição Bendix pesa 200 g. Com relação ao botões do painel (indicado como chaves na Figura 19), iremos desconsiderar seus pesos pois não sabemos ainda quantos serão necessários nessa fase do projeto. A bateria será acoplada à frente do painel a 0,25 m do nariz da aeronave, indicada na Figura 18 pela letra B. Essa bateria é a mesma citada na seção 4.2.5, uma Concorde RG 12 V com 5,9 kg, 116 mm de altura, 126 de comprimento e 190 de largura.

O CG no eixo X da cabine ficou em 0,331 metros a partir do ponto mais frontal da mesma, e 0,43 metros a partir do assoalho na direção vertical. O peso do manche, pedais e cabos de controle será considerado junto à fuselagem a partir da equação A.14 proposta por Raymer (1992).

### 5.1.2 Escolha do motor

De acordo com o diagrama de restrições que fizemos no Capítulo 3, precisaríamos de um motor de 64 HP para que cumpríssemos todas as missões. A norma ASTM F2245-07 exige

que o motor de uma aeronave LSA esteja de acordo com a norma FAR 33 ou JAR 22 ou ASTM F2339, que são normas referentes à motores aeronáuticos. Dentre as opções de mercado que possuem tal certificação, encontramos os seguintes motores:

- Jabiru 2200;
- Rotax 912 A;
- HKS 700 E;
- Limbach L1700;

A Tabela 19 mostra a comparação entre os motores citados. O consumo médio é disponibilizado pelo fabricante levando em conta dados de aeronaves que utilizam tal motor.

Tabela 19– Comparação entre motores

	<b>Potência</b> <b>[HP]</b>	<b>Consumo</b> <b>médio [l/h]</b>	<b>Preço</b> <b>[Dólares]</b>	<b>Peso do</b> <b>motor</b> <b>[kg]</b>	<b>TBO</b> <b>[horas]</b>
Jabiru® 2200	85	15	15350	64	2000
Rotax® 912 A	80	15	14350	55,4	2000
HKS® 700E	65	10	9500	49,1	800
Limbach® L1700	65	12	14000	73	1000

Fonte: Autor (2018).

Existem outros motores, porém acima de 95 HP, o que fica muito fora de nossas necessidades.

De acordo com a Tabela 19 decidimos escolher o Rotax® 912 A. É um motor que tem mais potência do que precisamos, mas se comparado aos outros é a melhor opção, devido à relação peso potência e ao valor do TBO.

Infelizmente o mercado traz poucas opções, então teremos que trabalhar com um motor maior e mais potente que o necessário.

### 5.1.3 Fuselagem principal

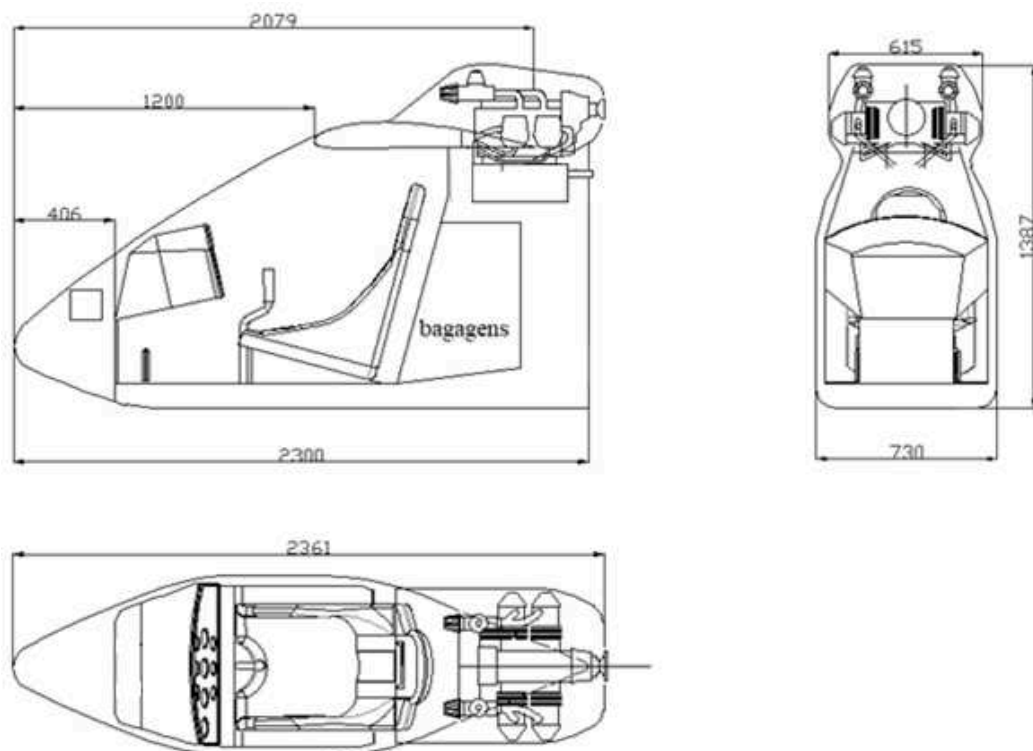
Com as dimensões da cabine e o motor escolhido, podemos fazer o desenho externo da fuselagem. Fizemos um desenho simplificado do motor Rotax® 912 A com suas medidas reais e acoplamos o mesmo junto à fuselagem principal e a cabine, como mostra a Figura 20 feita com o auxílio do programa AutoCad®. Foi deixado um espaço de 100 mm abaixo do assoalho, e 40 mm nas laterais para a estrutura.

O motor foi localizado de forma que tanto a longarina principal da asa, quanto a secundária, que irá sustentar os ailerons, não ocupem o mesmo espaço do motor. Essa hipótese foi assumida para uma asa de 0,9 m de corda com ailerons ocupando 30 % dessa corda. Esses valores tendem a mudar durante o projeto. Então desenhos finais do avião são mostrados no Apêndice C.

Normalmente o escapamento dos motores Rotax® fica localizado abaixo do motor, perpendicular ao eixo do virabrequim. No nosso caso acoplamos o mesmo paralelo ao eixo do virabrequim para que o mesmo coubesse dentro da fuselagem.

O Resultado mostra que a fuselagem ficou 50 mm mais comprida e 70 mm menos larga do que havíamos estipulado no capítulo 4.

Figura 20 – 3 vistas da primeira estimativa da fuselagem principal (medidas em milímetros)



Fonte: Autor (2018).

## 5.2 PROJETO DA ASA E DOS ESTABILIZADORES

Como já temos uma boa noção da configuração de nossa aeronave, decidimos fazer o projeto tanto da empenagem quanto da asa juntos. Isso porque o dimensionamento de um desses sistemas afeta diretamente o outro.

Já falamos nesse texto que a norma reguladora exige uma velocidade de estol de 45 nós sem a utilização de dispositivos hipersustentadores. Ao mesmo tempo queremos obter uma velocidade de cruzeiro de 180 km/h. Através dos dados obtidos no capítulo anterior, vemos que provavelmente não precisaríamos de uma área de asa tão grande se o único requisito fosse a velocidade de cruzeiro. Ou seja, a velocidade de estol faz com que precisemos de uma grande sustentação na asa que em cruzeiro é excessiva.

Então fazer análises conjuntas de empenagem, asa e fuselagem garantem que obteremos dados mais precisos, para que possamos resolver problemas como o citado acima com mais precisão.

### 5.2.1 Escolha dos perfis

#### 5.2.1.1 Perfil da empenagem

Decidimos começar escolhendo o perfil da empenagem da aeronave. O perfil será simétrico e também o mesmo tanto para o estabilizador vertical quanto para o horizontal.

Fizemos uma lista com perfis que se encaixam em nossos propósitos e depois comparamos os mesmos com relação à alguns parâmetros. Esses parâmetros foram escolhidos com base no que Mohammad (2013) propõe e adaptado ao projeto em questão.

Os perfis são listados na Tabela 20, bem como a comparação entre os mesmos. Para fazer essa comparação, fizemos simulações no XFLR5 assumindo escoamento com Reynolds de  $2,1 \cdot 10^6$ , que é um valor próximo encontrado em cruzeiro para os estabilizadores. Com os dados obtidos, atribuímos notas aos seus parâmetros baseados nos dados das simulações. Multiplicamos então essa nota pelo peso de cada parâmetro, e a soma total mostrará qual perfil é o mais indicado.

Todas as notas foram dadas em cima de dados coletados dos aerofólios, sendo que atribuir o valor 1 significa que tal aerofólio é o mais indicado para tal requisito, e os outros valores são percentuais em cima do valor do parâmetro do perfil que ganhou pontuação 1. Por

exemplo, queremos o menor  $C_d$  possível, então o perfil RYANBQM34 é o que possui o menor valor de arrasto dentre os perfis, 0,004. Dessa forma ele ganhará nota 1, e esse valor será multiplicado por 30% e somado com os outros parâmetros de análise. O perfil NACAM3 possui  $C_d = 0,008$ , o dobro do valor do perfil citado acima, então ele só receberá nota 0,5, que será multiplicada pelos mesmos 30% referentes ao coeficiente de arrasto.

Dos parâmetros listados, o único que queremos que tenha um valor baixo é o coeficiente de arrasto do perfil, todos os outros quanto maiores os seus valores melhor.

Essa metodologia de escolha de perfil é semelhante à proposta por Mohammad (2013), e foi adaptada para o nosso caso. Os pesos para cada requisito são baseados em parte nessa mesma referência e também na importância que o autor desse trabalho vê em cada parâmetro para o sucesso do projeto.

Tabela 20– Comparação entre perfis para a empenagem

<b>Parâmetro/ Perfil</b>	<b><math>C_d</math> min (nota)</b>	<b><math>(C_l/C_d)_{max}</math> (nota)</b>	<b><math>\alpha_{cl\ max}</math> (nota)</b>	<b><math>C_{lmax}</math> (nota)</b>	<b>Resultado (nota x peso)</b>
<b>E168</b>	0,006 (0,66)	88 (0,96)	10,5° (0,57)	1,13 (0,68)	71,65
<b>FX71089A</b>	0,009 (0,44)	90 (0,98)	18° (0,98)	1,61 (0,97)	81,6
<b>FX71120</b>	0,009 (0,44)	83 (0,9)	18,3° (1)	1,66 (1)	82,7
<b>FX79L120</b>	0,005 (0,8)	92 (1)	15,5° (0,84)	1,42 (0,86)	87,2
<b>J5012</b>	0,005 (0,8)	83 (0,9)	18° (0,98)	1,38 (0,83)	87,6
<b>LWK79100</b>	0,005 (0,8)	91 (0,99)	13° (0,71)	1,31 (0,79)	82,3
<b>NACA0012</b>	0,005 (0,8)	91 (0,99)	17° (0,93)	1,56 (0,94)	90,8
<b>NACA64012A</b>	0,005 (0,8)	80 (0,87)	15,1° (0,82)	1,38 (0,83)	82,85
<b>NACAM3</b>	0,008 (0,5)	85 (0,92)	14,6° (0,8)	1,4 (0,84)	74,8
<b>RYANBQM34</b>	0,004 (1)	90 (0,98)	12° (0,65)	1,2 (0,72)	85,15
<b>Peso %</b>	30	25	25	20	100

Fonte: Autor (2018).

Como vimos, o NACA0012, que é o mesmo utilizado no capítulo 4, se mostrou o mais indicado para a empenagem de nosso avião.

#### 5.2.1.2 Perfil da asa

Fizemos a escolha do perfil da asa de forma diferente da feita para o perfil dos estabilizadores. Como dito anteriormente, a velocidade de estol é um fator crítico para o nosso projeto. Então realizamos análises com a aeronave que temos até agora utilizando diferentes perfis. Temos que lembrar que a velocidade de estol deve ser medida com relação ao ângulo de ataque que gere mais sustentação, e para chegar nesse ângulo temos que utilizar o profundor. Então utilizamos o XFLR5 para descobrir qual deflexão do profundor ( $\delta_e$ ) é necessária para alcançar o ângulo de ataque máximo e também o coeficiente de momento igual a zero. Isso faz com que o coeficiente de sustentação da aeronave como um todo caia.

Para a velocidade de estol de 23,13 m/s imposta pela norma com o peso máximo de decolagem que temos até agora (cerca de 360 kg), o produto  $C_{L_{max}}$  vezes a área da asa deve ser no mínimo de 10,78. O perfil NACA 4412 que utilizamos no capítulo 4 não consegue nos entregar isso. Então escolhemos perfis que tivessem um coeficiente de sustentação maior e fizemos uma comparação parecida com a que fizemos com o perfil da empenagem.

Alguns dados são mostrados na Tabela 21. O ângulo de sustentação máximo foi utilizado seguindo o mesmo princípio citado no capítulo 4 e mostrado na Figura 14. Os ângulo de incidência da asa e estabilizador horizontal foram considerados nulos para efeito de comparação. Com exceção do Perfil GOE 797 que tem um ângulo de sustentação máximo de  $\alpha_{cl_{max}} = 18^\circ$ , todos os outros fazem com que a asa estole primeiro que o estabilizador horizontal, cujo estol ocorre em  $17,7^\circ$  para uma deflexão de  $-8^\circ$  com profundor ocupando 30% da corda.

Impomos que a envergadura deva continuar com 8 metros, e a corda seja no máximo de 1 m. Para fazer a análise de arrasto em cruzeiro, consideramos o peso de 356 kg no início do mesmo, baseado no consumo de combustível para subida feito no capítulo 3. Nessa etapa assumimos que o ângulo de ataque deve ser de  $2^\circ$ .

Um problema de perfis que geram muita sustentação é que seus coeficientes de sustentação em ângulos de ataque baixo são altos. Para evitar que a aeronave voasse em ângulo de ataque negativo, impomos que a aeronave voe a um ângulo de ataque mínimo de  $0^\circ$  considerando um peso mínimo de voo da aeronave de 277 kg. Esse peso é considerado no final de cruzeiro para uma pessoa com 60 kg, 5 kg de combustível e sem bagagem.

Segundo a equação A.6 para o peso da asa, o mesmo depende da espessura do perfil, da razão de aspecto e da área da asa. Então decidimos comparar esse parâmetro também.

Tabela 21 – Comparação dos parâmetros da aeronave com diferentes perfis para a asa

<b>Parâmetro/ Perfil</b>	$i_w$	$C_{Di}$ cruz início	$C_{Di}$ cruz final	$\alpha_{cl\ max}$	$S$ [m <sup>2</sup> ]	$\alpha_{min}$	$\delta_{HT}$ stol	Peso da asa [kg]	$C_{Lmax}$	$S \times$ $C_{Lmax}$
<b>EPPLER 1230</b>	0,6°	0,009	0,006	15,5°	7,36	0,9°	-5°	51,31	1,57	11,55
<b>GOE522</b>	-1°	0,01	0,007	16,8°	6	0,9°	-8°	48,375	1,89	11,34
<b>GOE648</b>	-1,4°	0,009	0,006	15°	7,36	0,9°	-5°	44,82	1,55	11,4
<b>GOE797</b>	0,25°	0,01	0,005	17,7°	6,24	0,3°	-8°	37,44	1,82	11,35
<b>MH 102</b>	1,3°	0,009	0,006	16,8°	6,96	1°	-5°	46,37	1,63	11,34
<b>SD7062</b>	1,5°	0,009	0,006	17,5°	6,72	0,7°	-5°	36,4	1,7	11,4

Fonte: Autor (2018).

A Tabela 21 é demonstrativa. Muitos dos parâmetros irão resultar nos valores de arrasto e peso da asa. Então apenas esses parâmetros junto com o ângulo máximo de sustentação serão analisados para a comparação, que é feita na Tabela 22 e segue a mesma sistemática feita para o perfil da empenagem.

O perfil escolhido foi o SD7062. A espessura máxima do perfil é de 14% em relação à corda, e está localizado a 25% da mesma.



Tabela 22– Comparação para a escolha do perfil da asa

<b>Parâmetro</b> / <b>Perfil</b>	$C_{Di}$ cruz início (nota)	$C_{Di}$ cruz final (nota)	$\alpha_{cl\ max}$ (nota)	Peso da asa [kg] (nota)	Peso x nota
<b>EPPLER</b>	0,009	0,006	15,5°	51,31	90
<b>1230</b>	(1)	(1)	(0,87)	(0,71)	
<b>GOE522</b>	0,01 (0,9)	0,007 (0,86)	16,8° (0,95)	48,375 (0,75)	84,8
<b>GOE648</b>	0,009 (1)	0,006 (1)	15° (0,85)	44,82 (0,81)	92,8
<b>GOE797</b>	0,01 (0,9)	0,006 (1)	17,7° (1)	37,44 (0,97)	96,1
<b>MH 102</b>	0,009 (1)	0,006 (1)	16,8° (0,95)	46,37 (0,79)	93,2
<b>SD7062</b>	0,009 (1)	0,006 (1)	17,5° (0,98)	36,4 (1)	99,8
<b>Peso %</b>	30	30	10	30	100

Fonte: Autor (2018).

### 5.2.2 Estabilidade

Para fazer o dimensionamento dos estabilizadores tomaremos como parâmetros critérios de estabilidade da aeronave. Faremos dessa vez uma análise mais detalhada se comparado ao que foi feito para a escolha da melhor configuração no capítulo 4. Para isso incluímos os efeitos do arrasto parasita em parte da análise.

A sistemática para os dimensionamentos foi testar algumas possibilidades até encontrar uma que satisfizesse os critérios de qualidade de voo para estabilidade dinâmica, retornando também bons valores relacionados à estabilidade estática. Como o objetivo desta parte é o dimensionamento inicial dos estabilizadores junto com a asa, foi analisado apenas a fase de voo relacionado ao voo de cruzeiro, que compreende a maior parte da missão.

Para isso obtivemos as derivadas de estabilidade a partir do software XFLR5, e fizemos a análise de estabilidade dinâmica utilizando um programa desenvolvido em Scilab® pelo Doutor Antônio Otaviano Dourado (autorização pessoal<sup>4</sup>). Não utilizamos os dados de

<sup>4</sup> (Doutor em Engenharia Mecânica, Mestre em Engenharia Mecânica, Graduado em Engenharia Civil). Docente do Centro Tecnológico de Joinville, Universidade Federal de Santa Catarina.

estabilidade dinâmica feita pelo XFLR5 pois a mesma é inviscida. Então alguns modos de voo que dependem diretamente da relação  $L/D$  como o fugóide, ficariam prejudicadas. Com relação à estabilidade estática a análise inviscida traz bons resultados uma vez que os momentos gerados pelas forças de sustentação das asas, estabilizadores e fuselagem são em sua maioria muito maiores que o arrasto gerado pelos mesmos.

Para incluir o arrasto parasita na análise modelamos nossa aeronave no OpenVSP e obtivemos esse valor,  $C_{D0}$  cerca de 0,029, o qual foi incluído como parâmetro de entrada no programa de estabilidade dinâmica.

O arrasto parasita é composto pelo arrasto de fricção entre o ar e o corpo e pelo arrasto de forma desse corpo, onde é usado um fator de forma que é um fator utilizado nas equações de arrasto parasita, as quais não entraremos em maiores detalhes nesse trabalho pois usamos o OpenVSP para calcular esse parâmetro. Dentro do OpenVSP escolhemos utilizar o fator de forma baseado no método desenvolvido por Hoerner (1965), o qual foi testado e usado como exemplo por Schimidt (2017) em um seminário que explica a utilização do software OpenVSP. Nesse exemplo foi modelada a aeronave S3- Viking e os dados obtidos foram comparados com os resultados dos testes em voo. A diferença percentual do arrasto parasita ficou em -8,51%, o que é um bom valor considerando que na modelagem foram omitidas geometrias como as nacelles por exemplo, o que provavelmente fariam com que esse valor se aproximasse ainda mais do valor real caso fossem levadas em conta. Então esses resultados justificam nossa escolha do fator de forma.

Utilizamos a norma MIL-F-8785C (1980) para comparação da estabilidade dinâmica. É um documento militar mas segundo Roskan (1979), é bastante utilizado em projetos de aeronaves civis devido a não especificação de alguns parâmetros por parte de normas como FAR 23 e até mesmo a ASTM F2245. Segundo esse documento, nossa aeronave se encaixa na classe 1 de aeronaves, ou seja, aeronaves leves ou de treinamento primário. A fase de voo referente ao cruzeiro é a fase B. O nível de qualidade de voo varia de 3 até 1, sendo que o nível de voo 1 se refere a uma aeronave com boa qualidade de voo, nível 2 que a aeronave consegue cumprir a missão mas sua qualidade pode ser melhorada, e o nível de voo 3 mostra que a aeronave não está pronta para cumprir a missão.

A estabilidade dinâmica de uma aeronave está relacionada ao seu comportamento após a mesma sofrer um pequeno deslocamento em seu movimento original.

O código em Scilab® citado anteriormente nos retorna o valor da raízes dos polinômios de 4º grau (valor dos polos da função de transferência) referentes às estabilidades longitudinal e latero-direcional. Para a estabilidade longitudinal temos dois pares de raízes

complexas conjugadas, uma referente ao modo de voo fugóide, e outra para o período curto. Para a estabilidade latero-direcional temos um par de raízes complexas conjugadas referentes à rolagem holandesa, e duas raízes reais, uma para o modo de voo rolagem, e outra para o modo espiral.

Basicamente os níveis de qualidade de voo são avaliados com relação à valores referentes à frequência natural, ou frequência amortecida dos modos de voo, bem como seus fatores de amortecimento, caso a raiz do polinômio seja complexa conjugada, ou seja, movimentos oscilatórios. Se a raiz é real, o nível de qualidade de voo é avaliado com relação à sua constante de tempo, ou o tempo para duplicar sua amplitude.

Para nossa aeronave voando em cruzeiro, se quisermos obter um nível de voo 1 para os modos de voo temos que chegar nos seguintes valores:

- Fugóide: seu fator de amortecimento deve ser maior que 0,04, ou seja,  $\zeta > 0,04$ ;
- Período curto: o valor do fator de amortecimento deve ser  $0,3 < \zeta < 2$ ;
- Rolagem holandesa: os valores mínimos para a frequência natural  $\omega_n$ , para o fator de amortecimento  $\zeta$  e para o produto  $\zeta \cdot \omega_n$  são respectivamente 0,4 rad/s, 0,08 e 0,15 rad/s;
- Rolagem: a constante de tempo  $\tau$  deve ser menor que 1,4;
- Espiral: para o modo espiral é comum que o mesmo seja um pouco instável, por isso é dado a tolerância de 20 segundo para dobrar sua amplitude, ou seja,  $T_2 > 20$  s.

A norma MIL-F-8785C sugere ainda valores para a frequência natural para o modo período curto em função do fator de carga da aeronave. Como esses valores dependem de gráficos e pedem uma melhor explicação, fato que deixaria esse texto ainda mais extenso, mostraremos seu resultado apenas no Apêndice B, o qual mostra valores de estabilidade para a aeronave finalizada e para condições de voo de pouso e decolagem, além do cruzeiro.

Tendo as raízes dos polinômios (s), podemos encontrar o fatores de amortecimento, frequência natural e amortecida ( $\omega_d$ ) para raízes complexas conjugadas através das equações 16 e 17.

$$s = -\zeta \cdot \omega_n \mp \omega_d \cdot i \quad (16)$$

$$\omega_n = ((\zeta \cdot \omega_n)^2 + (\omega_d)^2)^{1/2} \quad (17)$$

Já a constante de tempo e o tempo para dobrar a amplitude das raízes reais são dados respectivamente pelas equações 18 e 19.

$$\tau = -1/s \quad (18)$$

$$T_2 = \ln(2)/s \quad (19)$$

Para a estabilidade estática basicamente comparamos os valores de  $C_{m\alpha}$ ,  $C_{l\beta}$  e  $C_{n\beta}$  com os dados da aeronave Cessna 172 disponíveis em Roskam (1979), cujos valores para um voo de cruzeiro são respectivamente -0,89, -0,089 e 0,065.

Como o programa XFLR5 não inclui na análise os efeitos causados pelo grupo moto propulsor, tal efeito é considerado utilizando as equações de estabilidade e os parâmetros fornecidos pelo programa. Então após definirmos o tamanho do estabilizador horizontal e de sua superfície de controle, poderemos calcular o momento gerado pelo motor bem como a deflexão do profundor para compensá-lo. Isso é feito no item 5.7.2.

Outro fato que analisamos foi qual o efeito do  $C_{m\alpha}$  relacionado à tração ( $C_{mT\alpha}$ ) na estabilidade da aeronave. Segundo Roskam (1979), esse fator pode ser expresso pela equação 20.

$$C_{mT\alpha} = -\frac{n_p S_p X_p}{MAC.S} \frac{\partial C_{NP}}{\partial \alpha_p} \left(1 + \frac{\partial \epsilon_p}{\partial \alpha}\right) \quad (20)$$

Onde  $n_p$  é o número de hélices do avião,  $S_p$  é a área do disco da hélice,  $X_p$  a distância entre a hélice e o CG, e  $\epsilon_p$  o ângulo entre o eixo do motor e a horizontal, que no nosso caso é zero. O termo  $\frac{\partial C_{NP}}{\partial \alpha_p}$  é a variação do coeficiente da força vertical da hélice ( $N_p$ ) com relação ao ângulo de ataque e seu valor pode ser encontrado através da referência Ribner (1944), resultando em um valor de  $\frac{\partial C_{NP}}{\partial \alpha_p} = 0,22$ , e substituindo na equação 20, temos que  $C_{mT\alpha} = -0,047$ . Esse valor corresponde a menos de 8% dos valores de  $C_{m\alpha}$  finais da aeronave sem o efeito da propulsão, que podem ser encontrados no apêndice B. Mesmo assim verificamos seu efeito na estabilidade dinâmica para a posição mais crítica do CG onde o  $C_{m\alpha}$  é menor. Ainda assim a diferença nos resultados foram muito pequenas como pode também ser visto também no apêndice B.

Entretanto, como a configuração adotada é do tipo *pusher* e o disco da hélice está posicionada atrás e acima do CG, o efeito final da propulsão na estabilidade longitudinal é estabilizante, reduzindo a necessidade de área de empena horizontal. Entretanto, em caso de pane de motor a aeronave voará sem esse efeito benéfico, portanto adotamos o dimensionamento da empenagem horizontal sem o efeito do motor para garantir a estabilidade longitudinal em voo de planeio.

Devido ao pequeno tamanho de nossa aeronave, pequenas mudanças na distribuição de massa causam uma variação significativa no CG alterando também a margem estática. Tendo isso em vista, propomos a análise de estabilidade para diferentes pesos de voo. Foram considerados duas distribuições de peso críticas, e duas referentes a um voo hipotético que será usado como exemplo em análises futuras, sendo elas:

- a) Início de cruzeiro com 41 kg de combustível, um piloto de 86 kg levando 18,4 kg de bagagem;
- b) Final do cruzeiro com 5 kg de combustível, um piloto de 60 kg sem bagagens;
- c) Início de cruzeiro com 41 kg de combustível, um piloto de 75 kg levando 10 kg de bagagem;
- d) Final do cruzeiro com 5 kg de combustível, um piloto de 75 kg levando 10 kg de bagagens.

A primeira situação se referem a um possível voo decolando com peso máximo de decolagem, chegando no início do cruzeiro com as especificações citadas.

O outro ponto crítico se refere à hipótese b), onde temos uma aeronave voando com baixo peso e seu CG está localizado em um ponto considerado crítico. Veremos a seguir que nessa condição de voo conseguimos ainda bons valores de estabilidade, porém alocar o CG ainda mais para trás poderia fazer com que a aeronave não tivesse mais uma boa qualidade de voo, apesar de ainda ter uma boa folga até se tornar instável.

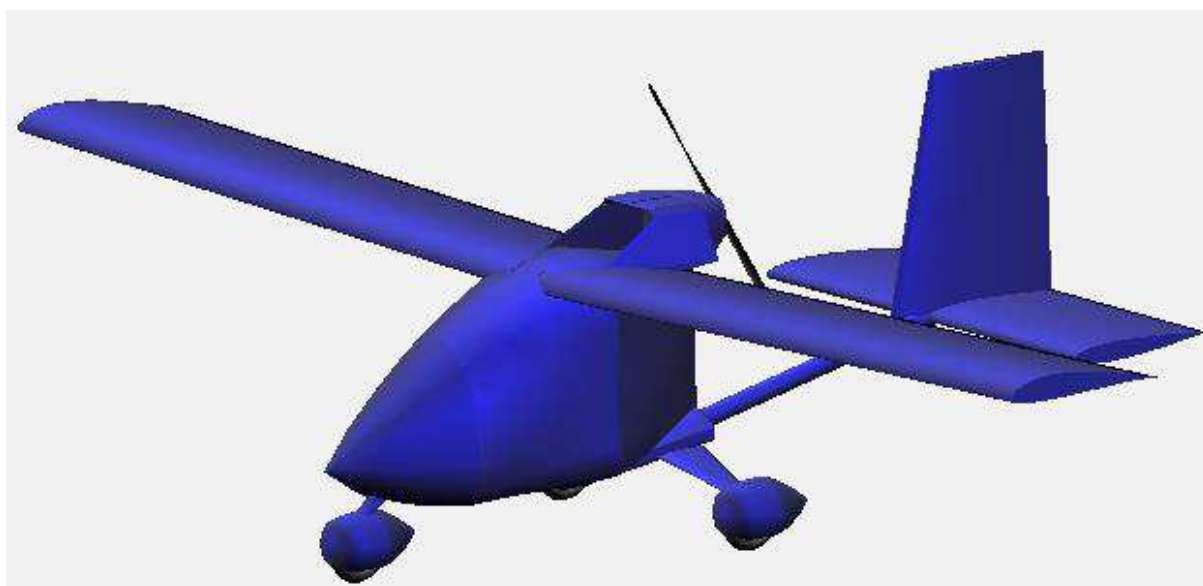
Após algumas tentativas obtivemos os resultados mostrados nas Tabelas 23 e 24. As Figuras 21 e 22 mostram as modelagens feitas nos softwares XFLR5 e OpenVSP para obtenção dos dados necessários para a análise.

Figura 21– Modelagem da aeronave no software XFLR5



Fonte: Autor (2018).

Figura 22– Modelagem da aeronave no software OpenVSP



Fonte: Autor (2018).

Tabela 23– Primeiros dados de estabilidade da aeronave para diferentes condições de voo de cruzeiro

Distribuição de peso	a)	b)	c)	d)
Massa [kg]	368	287,6	348,6	312,6
X <sub>CG</sub> [m]	1,684	1,761	1,694	1,739
Z <sub>CG</sub> [m] a partir do solo	1,012	1,024	1,031	0,995
Autovalores fugóide	$s = -0,014 \mp 0,27i$	$s = -0,011 \mp 0,28i$	$s = -0,014 \mp 0,27i$	$s = -0,012 \mp 0,27i$
Autovalores período curto	$s = -2,96 \mp 4,85i$	$s = -3,36 \mp 3,12i$	$s = -3,05 \mp 4,67i$	$s = -3,22 \mp 3,75i$
Autovalores rolagem holandesa	$s = -0,79 \mp 4,45i$	$s = -0,73 \mp 4,22i$	$s = -0,75 \mp 4,3i$	$s = -0,72 \mp 4,24i$
Autovalores rolagem	$s = -17,13$	$s = -21,1$	$s = -17,4$	$s = -20,66$
Autovalores espiral	$s = 0,0354$	$s = 0,028$	$s = 0,033$	$s = 0,0281$
$\zeta$ fugóide	0,053	0,04	0,053	0,046
$\zeta$ período curto	0,52	0,733	0,547	0,651
$\zeta$ rolagem holandesa	0,175	0,17	0,172	0,168
$\omega_n$ rolagem holandesa [rad/s]	4,52	4,28	4,36	4,3
$\zeta \omega_n$ rolagem holandesa [rad/s]	0,791	0,73	0,75	0,723
$\tau$ rolagem [s]	0,058	0,047	0,057	0,048
T <sub>2</sub> espiral [s]	19,6	24,8	21	24,7
C <sub>m<math>\alpha</math></sub> [1/rad]	-0,88	-0,34	-0,794	-0,5
C <sub>l<math>\beta</math></sub> [1/rad]	-0,052	-0,055	-0,052	-0,057
C <sub>n<math>\beta</math></sub> [1/rad]	0,096	0,077	0,089	0,078

Fonte: Autor (2018).

Tabela 24– Dados do primeiro dimensionamento da asa e estabilizadores

<b>Parâmetro</b>	<b>Valor</b>
Envergadura da asa	8 m
Corda da asa	0,9 m
Área projetada da asa	7,2 m <sup>2</sup>
Ângulo de incidência da asa	1,5°
Ângulo de diedro da asa	3°
Envergadura est. Horizontal	2,5 m
Corda est. Horizontal	0,83 m
Área est. Horizontal	2,075 m <sup>2</sup>
Ângulo de incidência est. Horizontal	-1,2°
Envergadura est. Vertical	1,2 m
Corda da raiz est. Vertical	1 m
Corda da ponta est. Vertical	0,7 m
MAC est. Vertical	0,86 m
Área est. Vertical	1,02 m <sup>2</sup>
Enflexamento ¼ corda est. Vertical	10,62°

Fonte: Autor (2018).

Para chegar nesses resultados fizemos algumas considerações. A primeira foi assumir que a partir de agora o nosso trem de pouso terá 30 cm de altura. Essa altura é o suficiente pois não precisamos nos preocupar se a hélice irá bater no chão pelo fato da localização de nosso motor. Mais detalhes do trem de pouso serão tratados no item 5.4.

A segunda consideração foi assumir que o conjunto é capaz de levar 44 kg de combustível, com dois tanques localizados inicialmente no bordo de ataque. Porém veremos no item 5.5 que esses valores tiveram que ser alterados.

Tivemos que colocar um peso de 6 kg no espaço que fica à frente do painel da aeronave para que os parâmetros de estabilidade ficassem melhores. Esse peso é normalmente chamado de lastro. Isso fez com que o CG não ficasse muito atrás permitindo que não precisássemos de estabilizadores tão grandes, e que o ângulo de incidência do estabilizador horizontal também



não precisasse ser tão elevado, diminuindo assim o arrasto da empenagem. Essa medida foi necessária para corrigir principalmente os valores de  $C_{m\alpha}$  e  $C_{n\beta}$  que não estavam bons.

De forma geral a Tabela 23 mostra que conseguimos atingir bons valores de estabilidade com essa configuração. Todos os modos de voo em todas as situações analisadas obtiveram nível de qualidade de voo 1 para a estabilidade dinâmica. Para a estabilidade estática os valores de  $C_{l\beta}$  e  $C_{n\beta}$  ficaram muito parecidos com os valores do Cessna 172. Com relação ao valor de  $C_{m\alpha}$ , temos valores muito parecidos ao  $C_{m\alpha}$  do Cessna 172 até o momento que o CG está em cerca de 1,7 m. Depois seu valor começa a cair, mas mesmo assim fica relativamente longe de tornar a aeronave instável. Isso já era esperado tendo em vista que a nossa distância do estabilizador horizontal até o CG é mais curta do que a maioria das outras aeronaves pelo fato de termos um requisito de projeto que exige que tenhamos um comprimento reduzido do avião.

A Tabela 24 mostra que, com as medidas que tomamos, não foi necessário um tamanho de empenagem muito grande, nem ângulos de incidência de asa e estabilizador horizontal elevados, fazendo com que a parte aerodinâmica não ficasse muito prejudicada para garantir uma aeronave com boa estabilidade.

O ângulo de incidência do estabilizador horizontal foi definido como um valor médio necessário para trimar a aeronave com as distribuições de carga a) e b), uma vez que o mesmo será fixo. Para a distribuição a) precisamos de um ângulo de incidência do estabilizador horizontal de  $-1,8^\circ$  para manter a aeronave em um ângulo de ataque de  $2^\circ$ . Para a distribuição b) o ângulo de incidência do estabilizador horizontal é de  $-0,6^\circ$  para um ângulo de ataque de  $0,75^\circ$ . Então o valor médio corresponde a  $-1,2^\circ$ . Quando definirmos o tamanho do profundor, iremos calcular a deflexão necessária do mesmo para que a aeronave fique trimada nos pontos analisados. Lembrando que essa é uma análise inicial e foi detalhada para mostrar o procedimento de análise adotado. Valores finais da aeronave serão mostrados no final desse trabalho.

Além disso no Apêndice B são mostrados mais alguns dados da estabilidade da aeronave, como as derivadas de estabilidade para a distribuição de peso a), dados aerodinâmicos necessários para os cálculos, além de alguns gráficos com dados finais para a configuração definitiva.

### 5.3 ESTIMATIVA DO PESO EXTRA CAUSADO PELA DOBRA DA ASA

O peso real da asa só pode ser determinado depois que é feito o projeto detalhado da mesma, dimensionando estruturalmente todas as suas peças e somando seus pesos. Como esse é um processo que exige muito tempo de projeto, decidimos fazer uma estimativa em cima de dados de outras aeronaves para estimar o peso extra causado pela dobra da asa e seus reforços. Nos vimos obrigados a fazer isso pois há muito poucos estudos disponíveis a respeito desse assunto. Um exemplo que encontramos foi o trabalho feito por Yarygina e Popov (2011). Porém a abordagem se refere a aeronaves militares que são utilizadas em porta aviões, sendo que esse tipo de avião está sujeito à cargas muito maiores que nossa aeronave, além de ter uma estrutura muito mais complexa e reforçada. Portanto fica inviável sua utilização para nossa proposta.

Tendo isso em vista levantamos dados do peso vazio de aeronaves com e sem asas dobráveis e de suas características geométricas da asa. De forma geral uma aeronave com asa dobrável terá um peso vazio maior que o peso de uma aeronave convencional. Então buscamos um jeito de encontrar um fator adimensional que pudesse ser usado para estimar o peso extra em cima dos dados levantados das aeronaves. Definindo  $k_{\text{dobra}}$  e  $k_{\text{sem dobra}}$  pelas equações 21 e 22 como sendo os coeficientes de peso relativo entre o peso da asa e peso vazio de aeronaves com e sem asas dobráveis respectivamente, onde  $W_e$  e  $W_w$  correspondem ao peso vazio da aeronave e ao peso da asa, e os outros sub índices são autoexplicativos.

$$k_{\text{dobra}} = \frac{W_{e \text{ aeronave com dobra}}}{W_{w \text{ aeronave sem dobra}}} \quad (21)$$

$$k_{\text{sem dobra}} = \frac{W_{e \text{ aeronave sem dobra}}}{W_{w \text{ aeronave sem dobra}}} \quad (22)$$

Definimos também  $k_{\text{extra}}$  como sendo o peso extra da aeronave vazia causado pela asa dobrável definida pela diferença entre fatores  $k_{\text{dobra}}$  e  $k_{\text{sem dobra}}$ .

$$k_{\text{extra}} = k_{\text{dobra}} - k_{\text{sem dobra}} = \frac{W_{e \text{ aeronave com dobra}} - W_{e \text{ aeronave sem dobra}}}{W_{w \text{ aeronave sem dobra}}} \quad (23)$$

Dessa forma podemos definir o peso vazio da aeronave com dobra pela equação 24.

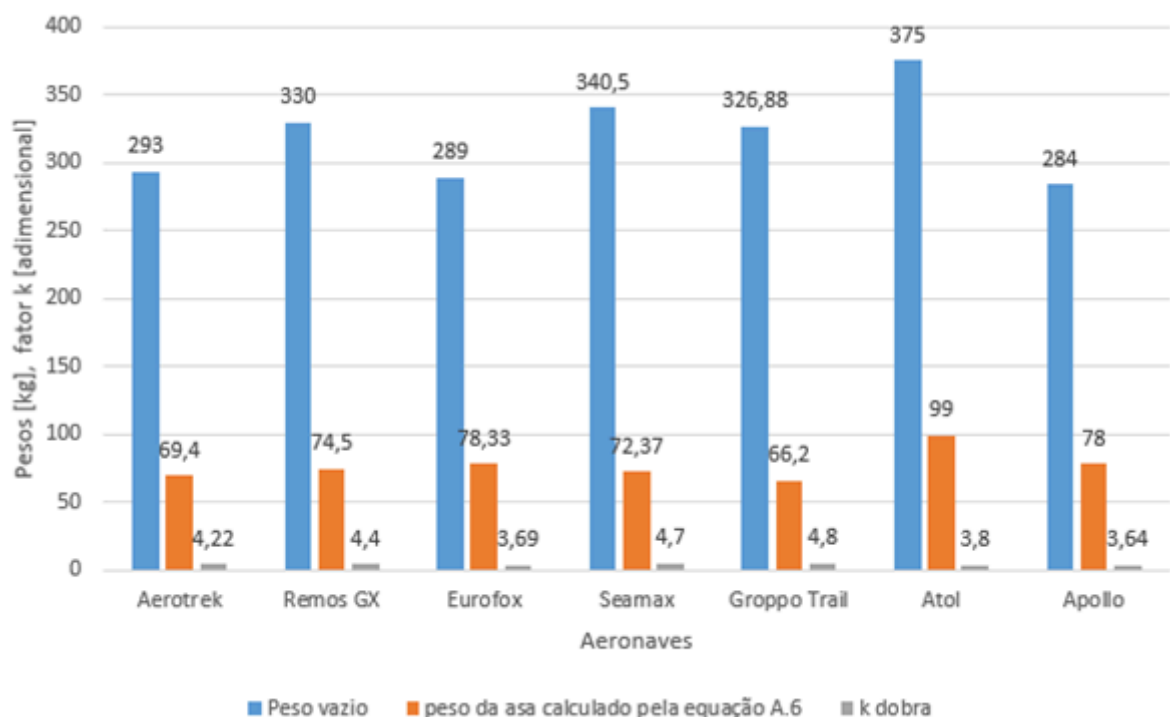
$$W_{e \text{ aeronave com dobra}} = k_{\text{extra}} \cdot W_{w \text{ aeronave sem dobra}} + W_{e \text{ aeronave sem dobra}} \quad (24)$$

O peso da asa sem dobra é calculado da mesma forma que fizemos no capítulo 4, ou seja pela equação A.6. O peso vazio sem dobra é a soma dos pesos dos componentes da aeronave e também são calculados pelas equações dadas no Apêndice A. Então nos resta achar o fator  $k_{\text{extra}}$  para usar a equação 24. Fizemos isso coletando dados de aeronaves apenas da categoria LSA com asas que são em sua maioria feitas em alumínio, uma vez que aeronaves feitas totalmente em materiais compósitos tem características estruturais diferentes de nossa aeronave. Além disso pegamos dados apenas de aviões cujo fator de carga se assemelha ao nosso (+4 e -2 g's definidos pela norma). Então algumas aeronaves citadas na Tabela 3 tiveram que ser excluídas dessa análise por esses fatores. Usamos os dados obtidos para encontrar valores médios para as equações 21 e 22.

Na equação A.6 temos dados que são em sua maioria encontrados com facilidade. Porém a razão  $t/c$  do perfil dificilmente é dada pelo fabricante, então nesses casos assumimos a mesma relação de nossa aeronave, ou seja  $t/c = 0,14$ .

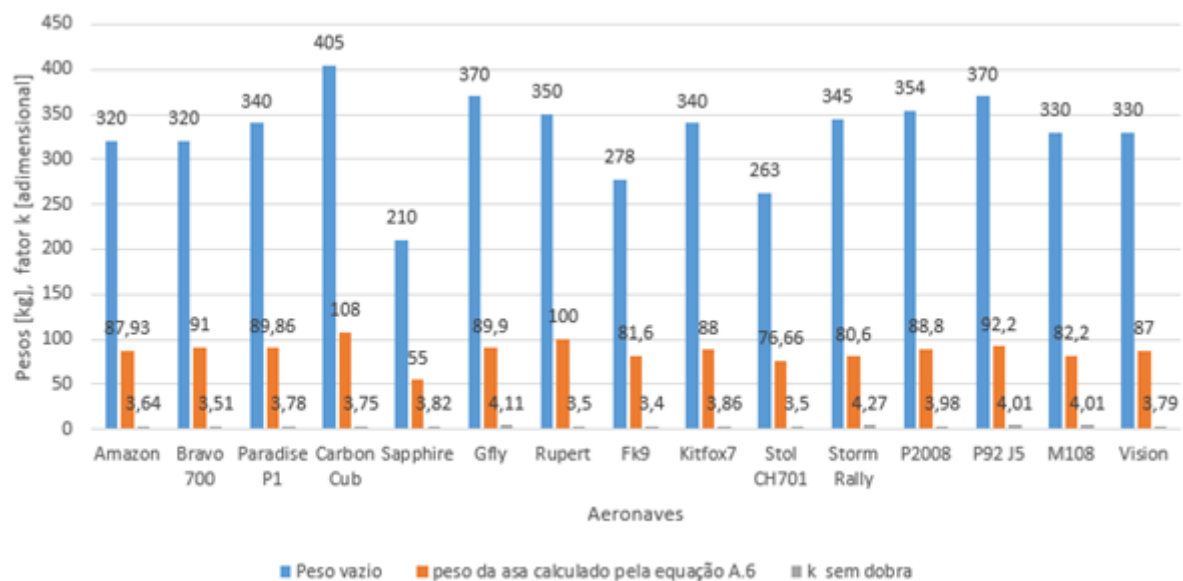
Para termos um resultado mais preciso, para o fator  $k_{\text{sem dobra}}$  escolhemos apenas aeronaves LSA de asa alta. Os resultados do levantamento são mostrados nas Figuras 23 e 24.

Figura 23– Gráfico pesos vazio e da asa e coeficiente k para aeronaves com asas dobráveis



Fonte: Autor (2018).

Figura 24– Gráfico pesos vazio e da asa e coeficiente k para aeronaves com asas sem dobras



Fonte: Autor (2018).

Analisando as Figuras 23 e 24 vemos que se fizéssemos apenas a subtração do peso vazio das aeronaves com asas dobráveis e não dobráveis teríamos um resultado inválido pois a média dos pesos vazio da Figura 24 é maior que a média da Figura 23. Isso ocorre pois a grande maioria dos aviões da Figura 24 são aeronaves com um bom padrão de acabamento em seu interior e um grande espaço interno, enquanto a maioria das aeronaves da Figura 23 são mais simples.

Na Figura 24 vemos que o valor de k não varia tanto quanto os valores da Figura 23. Isso porque temos um número bem maior de dados na Figura 24 e o tipo de aeronave é sempre o mesmo, ou seja, asa alta para dois ocupantes. A média dos valores de k foram  $k_{\text{dobra}} = 4,178$  e  $k_{\text{sem dobra}} = 3,8$ . O desvio padrão populacional do valor  $k_{\text{dobra}}$  foi de 0,444, enquanto para  $k_{\text{sem dobra}}$  foi de 0,238.

O desvio padrão para  $k_{\text{dobra}}$  é um valor relativamente alto, 10,62% da média, porém são as únicas aeronaves com as características desejada que encontramos. Entretanto se formos analisar o ponto onde ocorre a dobra da asa, praticamente todas as aeronaves analisadas tem a sua dobra perto da fuselagem onde ocorre o maior momento em cima das longarinas. Nossa aeronave terá sua dobra a partir de 1m da sua semi envergadura, então podemos considerar que o resultado obtido é um tanto quanto conservador pois o ponto de dobra das asas das aeronaves analisadas teoricamente sofrem um carregamento maior do que o de nossa aeronave.

Substituindo os valores encontrados na equação 23 temos que  $k_{extra}$  corresponde a 0,378, e será usado a cada etapa desse trabalho, uma vez que o peso da aeronave vai variando conforme o decorrer do projeto. Nessa etapa 5.3 a asa estava pesando sem a dobra 40,1 kg. Substituindo esse valor na equação 24 e descontando o peso vazio sem a asa, temos que a asa com dobra pesaria 55,26 kg.

Vale ressaltar que grande parte dos aviões analisados usam montantes nas asas para reforço estrutural. Então passamos a adotar essa característica também em nossa aeronave, e o peso dessa estrutura iremos considerar que já está dentro do valor encontrado acima.

## 5.4 TREM DE POUSO

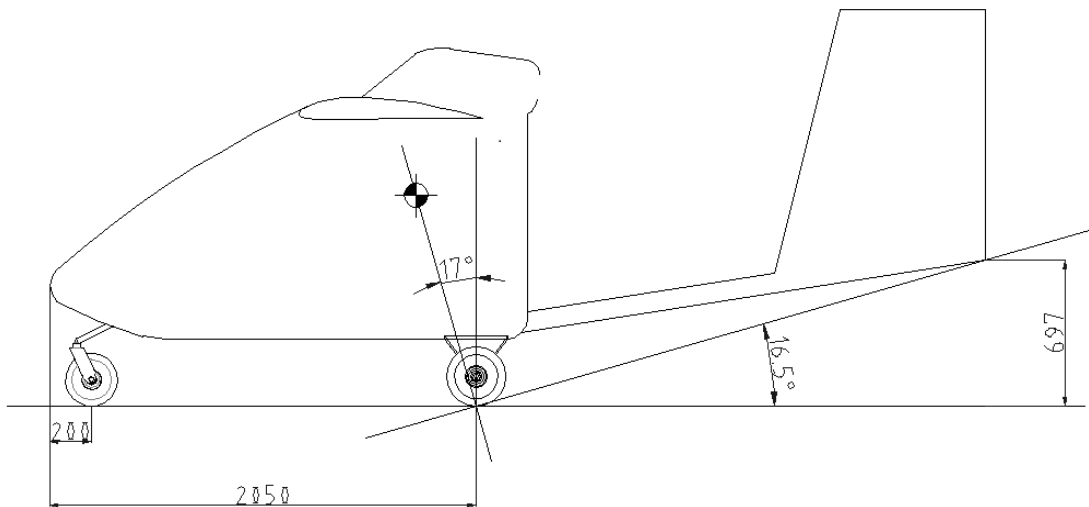
Para o projeto do trem de pouso definiremos seu posicionamento na aeronave, distância entre rodas, carregamento e tamanho dos pneus. Além disso faremos o projeto estrutural do trem de pouso principal e do trem de pouso dianteiro. Outros elementos que compõem o trem de pouso como rodas, pneus, freios e eixos de roda não serão dimensionados, uma vez que há produtos prontos no mercado que podem ser utilizados em nossa aeronave.

### 5.4.1 Posicionamento do trem de pouso na aeronave

O posicionamento do trem de pouso quando olhamos lateralmente a aeronave depende basicamente do centro de gravidade e do ângulo de estol da aeronave. Segundo Gudmudsson (2014) um bom posicionamento do trem de pouso principal é quando o ângulo que limita a calda da aeronave a bater no chão (normalmente o ângulo de estol da aeronave) e o ângulo entre a vertical e a linha que liga a roda à posição mais atrás possível do CG são parecidos. Limitamos a altura do nosso trem de pouso em 0,3 m, e assumimos um ângulo de estol um pouco maior do que havíamos usado até agora apenas por segurança, ou seja 18°. Como a asa tem uma incidência de 1,5°, o posicionamento da empenagem fica mostrado na Figura 25. O ângulo de 16,5° mostrado nessa mesma figura é chamado por algumas referências, como Raymer (1992), de *tip back*.

Com relação ao trem de pouso dianteiro, Gudmudsson (2014) sugere que o mesmo carregue cerca de 20% do peso estático da aeronave quando o CG estiver o mais à frente possível. Dessa forma o posicionamento do trem de pouso visto lateralmente foi definido como mostra a Figura 25.

Figura 25– Vista lateral da aeronave com o trem de pouso (dimensões em milímetros)



Fonte: Autor (2018).

Esse posicionamento também impede o tombamento da aeronave para traz quando vazia, uma vez que o CG da mesma descarregada fica em 1,878 m a partir do nariz da aeronave, ou seja a frente dos 2,05 m do ponto onde há o toque da roda do trem de pouso principal.

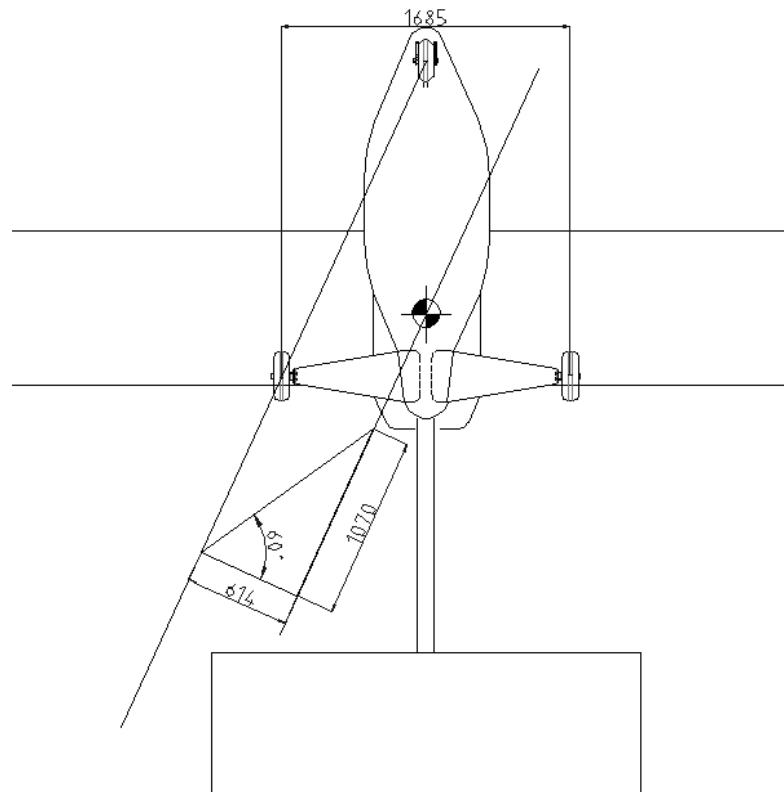
Na configuração mostrada na Figura 25, a roda da frente ficou com 21,8% do carregamento quando temos o peso máximo de decolagem, e os outros 78,2 % são distribuídos igualmente nas duas rodas do trem de pouso principal.

Com relação ao posicionamento do trem de pouso quando temos a aeronave vista de cima, Gudmudsson (2014) sugere que sigamos os seguintes passos:

- Traçar uma linha que ligue a roda do trem de pouso do nariz com uma das rodas do trem principal;
- Traçar uma linha paralela a citada acima passando pelo CG mais à frente possível da aeronave;
- Achar a distância entre essas duas linhas (0,614 m na Figura 26);
- Perpendicular à linha citada acima (com 0,614m), traçar uma reta que corresponde à posição mais alta possível do CG (cerca de 1,07 m para a aeronave com tanque cheio sem bagagem mais uma pessoa de 60 kg);
- Achar o ângulo  $\theta$  mostrado na Figura 26. Esse ângulo deve ser menor que  $63^\circ$ .

O resultado desse dimensionamento é mostrado nessa mesma figura.

Figura 26- Vista inferior da aeronave com o trem de pouso (dimensões em milímetros)



Fonte: Autor (2018).

Pode-se pensar olhando a Figura 26, que poderíamos diminuir um pouco mais a distância entre rodas do trem de pouso principal até chegarmos ao ângulo de 63° sugerido. Porém veremos mais à frente que precisamos de uma deflexão considerável da estrutura do trem de pouso para enquadrar nosso projeto à norma certificadora. Então, um trem de pouso mais longo faz com que tenhamos um maior deslocamento em sua extremidade.

#### 5.4.2 Tamanho dos pneus

Segundo Raymer (1992), os diâmetros ( $d_{tire}$ ) e larguras ( $t_{tire}$ ) dos pneus podem ser estimados através da equação 25, onde A e B para aeronaves *home built* correspondem respectivamente a 1,51 e 0,349 para determinar o diâmetro, e 0,715 e 0,312 para determinar a largura do mesmo. Nessa mesma equação  $W_{wheel}$  corresponde ao peso em cada roda, cujos percentuais foram citados no item anterior.

$$d_{tire}, t_{tire} = A \cdot W_{wheel}^B \quad (25)$$

Para os pneus do trem de pouso principal a equação nos retorna um diâmetro de cerca de 11 polegadas (280 mm), e uma espessura de 4 polegadas (101,6 mm). Para o pneu do trem de pouso dianteiro temos um diâmetro de 9,2 polegadas (233,7 mm) e uma espessura de 3,6 polegadas (91,4 mm).

Não encontramos pneus comerciais exatamente com essas especificações. Porém a equação acima serve apenas como um dado inicial para a escolha, sendo que o dado de quanto de carregamento que o pneu suporta é o que realmente importa. Dessa forma escolhemos para o trem de pouso principal pneus da marca TopTyre®, com diâmetro de 11 polegadas, espessura de 3,5 polegadas para rodas com 4 polegada de diâmetro. A capacidade de carga desses pneus é dada normalmente em função do carregamento estático que cada um suporta. Nesse caso cada pneu suporta 400 kg, que é mais do que os 150,5 kg que cada roda do trem principal carrega estaticamente.

O carregamento de 150,5 kg (39,1 % do MTOW) foi baseado em um MTOW de 385 kg, tendo em vista que nessa altura do projeto já havíamos percebido que o trem de pouso iria pesar mais do que estávamos esperando.

Para o trem de pouso dianteiro encontramos um pneu da marca Specialty® com 10 polegadas de diâmetro, 3,5 polegadas de largura para uma roda de 4 polegadas. Porém não conseguimos dados mais detalhados desse pneu, então usaremos como referência os mesmos valores do pneu TopTyre®, porém assumindo um pneu de 10 polegadas de diâmetro. Segundo o fabricante o peso de cada pneu mais a câmara de ar é de cerca de 1,8 kg.

### **5.4.3 Rodas, freios e eixos.**

O conjunto de rodas, freios e eixos escolhido foi todo da fabricante Grove®, garantindo assim que tudo se encaixe perfeitamente. O conjunto roda 4 polegadas mais freio para o pneu escolhido pesa 1,84 kg, sendo que apenas a roda pesa 1,2 kg. Nesses pesos já estão incluídos rolamentos e parafusos. A energia cinética gerada pelo freio é de 97804 J em cada roda, segundo o fabricante. Esse valor será útil para calcular a frenagem na hora do pouso.

Com relação ao eixo, o mesmo pesa 0,168 kg, possui um diâmetro de 19,05 mm e um comprimento de 102 mm. O fabricante não nos dá mais informações do que isso. Então em cima de figuras e dessas dimensões principais fizemos um modelamento meramente demonstrativo no SolidWorks® do trem de pouso com esses componentes, mostrado nas Figuras 29 e 30.



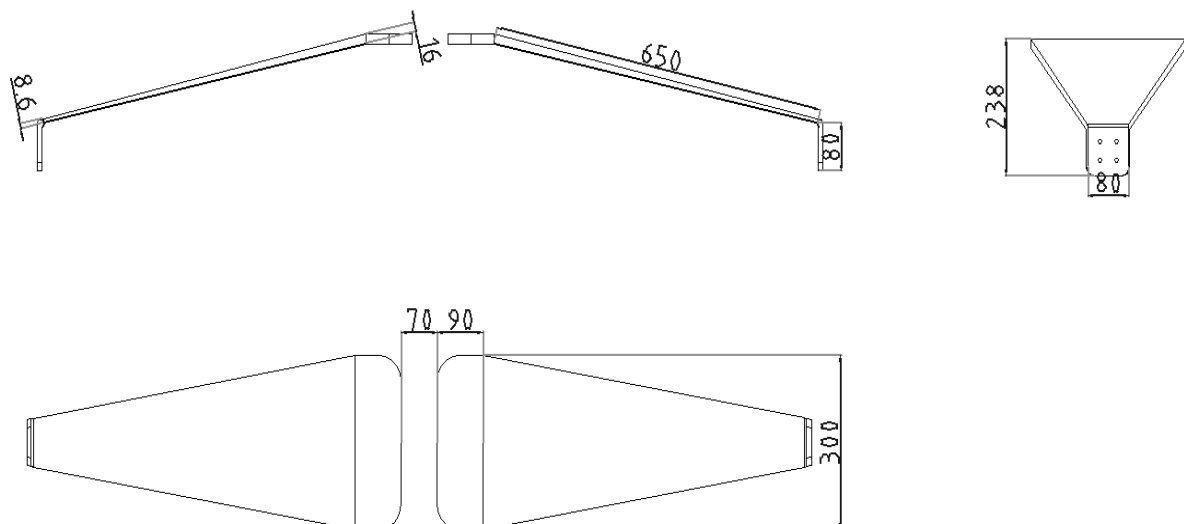
#### 5.4.4 Trem de pouso principal

A norma ASTM F2245 sugere que o fator de carga nas rodas seja calculado pela equação A.12. Além disso, a mesma diz que caso o fator de carga ultrapasse o valor de 3,33, devemos acrescentar a esse valor mais 0,67 e considerar o mesmo como o fator de carga geral da aeronave, que inicialmente é de 4. Se isso acontecer logicamente a aeronave ficará mais pesada, o que não é bom.

Então para início do projeto assumimos que  $n_{land} = 3,33$ . Se observarmos a equação A.12 veremos que a mesma depende da deflexão total do trem de pouso mais a deflexão dos pneus. Optamos por fazer um trem de pouso do tipo *leaf spring*, que é um dos trens de pouso mais fáceis e baratos de se fazer. Para que atingíssemos a deflexão necessária para alcançar o fator de carga  $n_{land}$  desejado e ao mesmo tempo garantir que a peça não falhasse, tivemos que fazer inúmeras tentativas, começando com uma chapa reta com seção transversal constante até chegar à conclusão que seria necessário uma chapa com largura e espessura variável ao longo de seu comprimento para uma deflexão considerável na extremidade da peça.

Todo o desenvolvimento dos cálculos e hipóteses adotadas estão no Apêndice A, sendo que a partir deles, conseguimos chegar na geometria mostrada na Figura 27. O peso do conjunto é de 11,7 kg.

Figura 27– Três vistas da estrutura do trem de pouso principal (dimensões em milímetros)

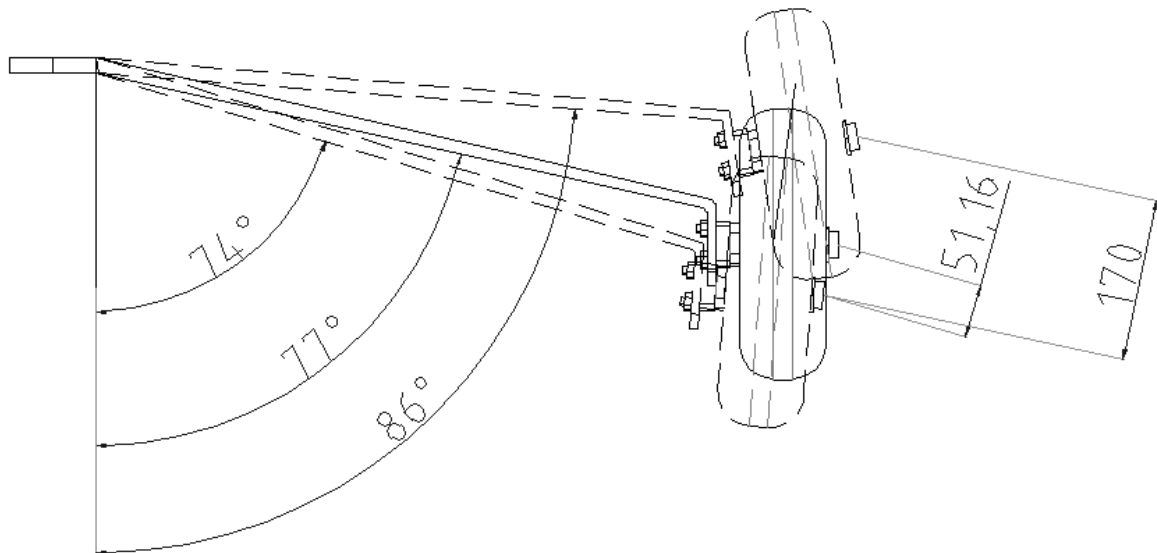


Fonte: Autor (2018).

Não fizemos os furos para a fixação na fuselagem pois ainda não temos o projeto da mesma. Porém foi deixado um bom espaço para que sejam colocados os parafusos necessários para isso. Os furos para o encaixe do eixo de roda são para parafusos M7, que é o tamanho indicado pelo fabricante do eixo.

A Figura 28 mostra as deflexões estática, em pouso com peso máximo e a posição de repouso do trem de pouso de acordo com a análise feita no Apêndice A. Nesta figura a posição com a deflexão estática é mostrada com linhas contínuas, e as outras duas citadas com as linhas pontilhadas. Além disso essa é apenas uma ilustração demonstrativa, uma vez que a deflexão real do trem de pouso não é linear como mostrado.

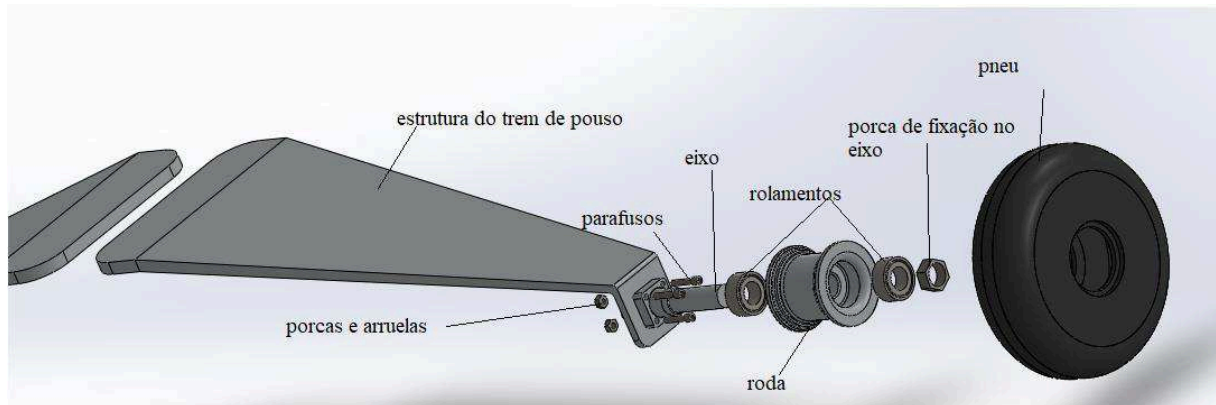
Figura 28– Deflexões no trem de pouso principal (dimensões em milímetros)



Fonte: Autor (2018).

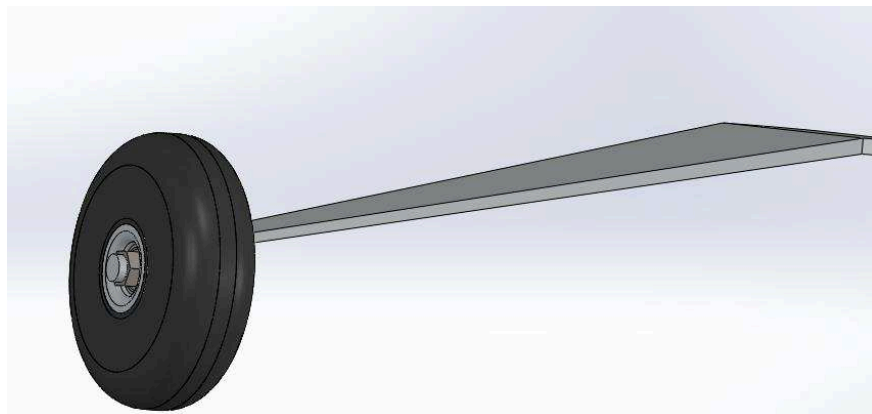
Nos cálculos do Apêndice A, foi usado um valor médio do ângulo entre o braço da estrutura e a vertical. Nas montagens das Figura 29 e 30 não foram incluídos desenhos dos freios pois não foram encontradas informações que possibilitassem uma boa ilustração.

Figura 29– Montagem do trem de pouso principal



Fonte: Autor (2018).

Figura 30–Trem de pouso principal montado



Fonte: Autor (2018).

#### 5.4.5 Trem de pouso dianteiro

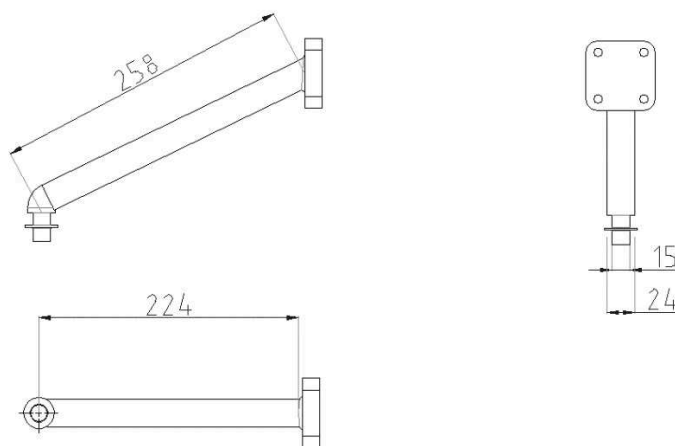
Para o trem de pouso dianteiro decidimos usar a chamada “roda boba”, que é o mesmo sistema empregado em rodas de carrinhos de supermercado. Elas são livres, porém seu eixo de rotação não está alinhado verticalmente com o centro da roda, fazendo com que a mesma esteja sempre direcionada na direção do movimento.

Essa escolha é muito comum em aviões pequenos tendo em vista que os freios do trem de pouso principal são independentes, fazendo com que o controle direcional a baixas velocidades seja feito controlando os freios, e a velocidades mais altas através do leme.

Nesse caso dimensionamos duas peças, a haste que liga a fuselagem ao suporte da roda, e o suporte da roda que liga a haste ao eixo da roda. Basicamente todos os desenhos com

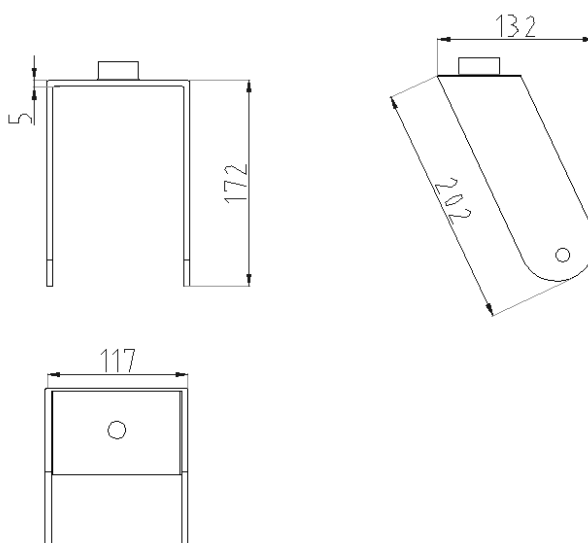
dimensões são mostrados nas Figuras 31 e 32 e todo o desenvolvimento dos cálculos para chegar nesses valores é mostrado no Apêndice A.

Figura 31– Três vistas da haste do trem de pouso dianteiro (dimensões em milímetros)



Fonte: Autor (2018).

Figura 32– Três vistas do suporte do trem de pouso dianteiro (dimensões em milímetros)

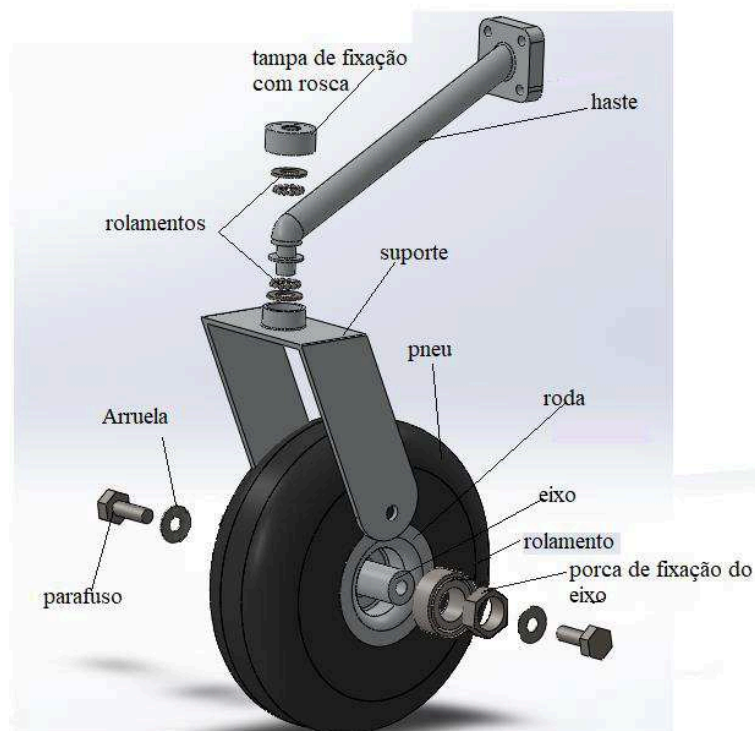


Fonte: Autor (2018).

O rolamento usado nessa estrutura foi o modelo 51102 da NSK. É um rolamento para cargas axiais simples, cujo diâmetro do furo é de 15 mm, diâmetro externo de 28 mm, e espessura de 9 mm. Ele suporta cargas axiais estáticas de 16,8 kN, muito acima do que precisamos como pode ser visto no Apêndice A. Pelo fato do eixo não estar em constante rotação, não vemos necessidade de calcular o carregamento dinâmico do mesmo. Usaremos

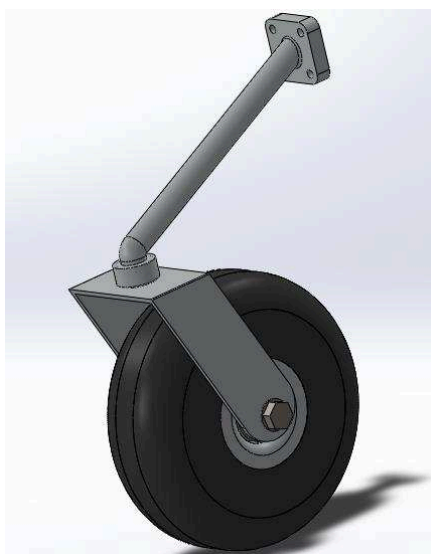
dois desses rolamentos como pode ser visto na Figura 33, sendo que cada um pesa 0,023 kg, e seu peso está incluído junto ao suporte do trem de pouso dianteiro.

Figura 33– Montagem do trem de pouso dianteiro



Fonte: Autor (2018).

Figura 34–Trem de pouso dianteiro montado



Fonte: Autor (2018).

Por fim, a Tabela 25 mostra os pesos de cada componente tanto do trem de pouso principal quanto do trem de pouso dianteiro.

Tabela 25– Peso dos trens de pouso

Item	Trem de pouso dianteiro	Trem de pouso principal
Roda (inclui rolamentos e fixações)	1,2	2 x 1,2
Sistema de freio	Não possui	2 x 0,638
Pneu + câmara de ar	1,85	2 x 1,85
Eixo	0,154	2 x 0,168
Estrutura	0,486 (haste) + 0,455 (suporte)	11,7
Carenagem de roda	0,6	2 x 0,6
<b>Total [kg]</b>	<b>4,745</b>	<b>20,612</b>

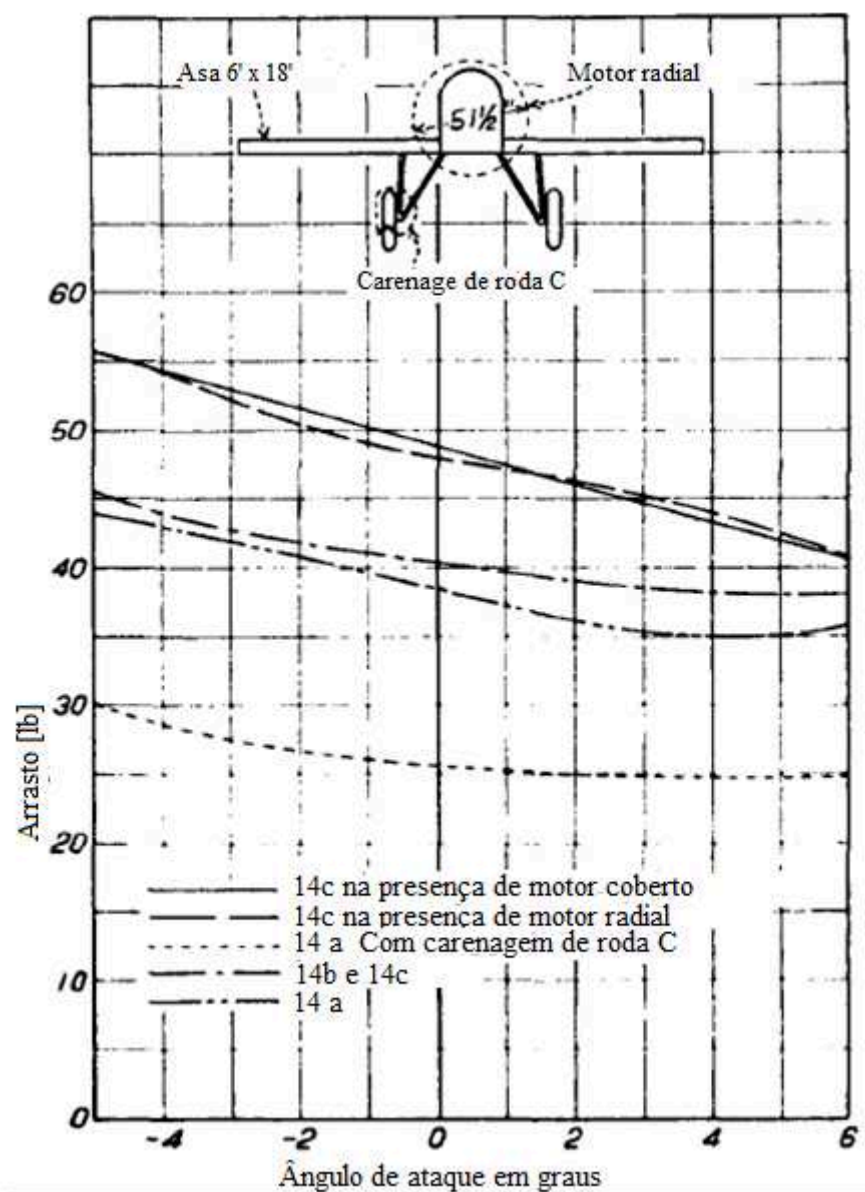
Fonte: Autor (2018).

Os pesos encontrados foram maiores que o esperado. Porém no final desse trabalho será feita mais uma iteração para encontrarmos os valores finais definitivos de peso estabilidade e desempenho da aeronave.

#### 5.4.6 Melhorias aerodinâmicas do trem de pouso

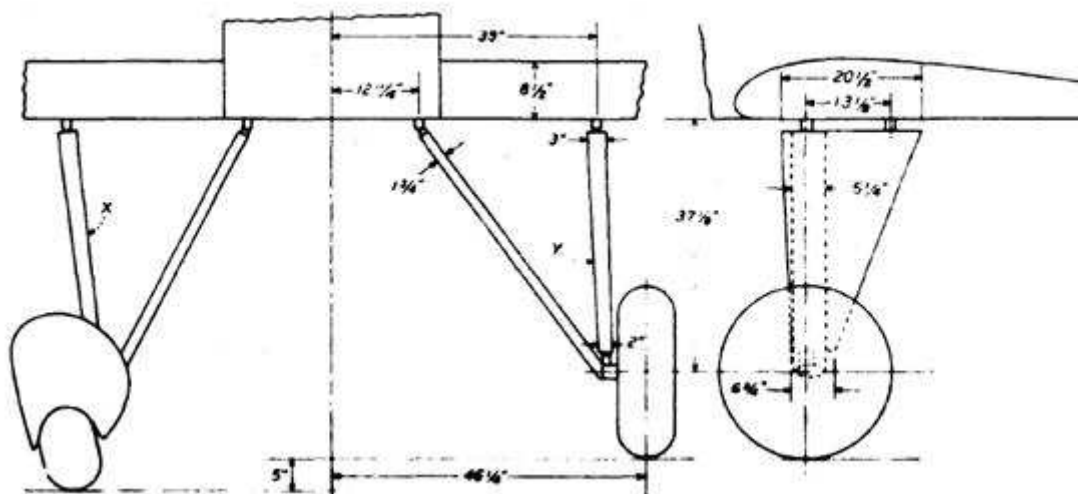
Como visto na Tabela 25, incluímos carenagens para as rodas do trem de pouso. Elas diminuem consideravelmente o arrasto total do trem de pouso. Para dar um exemplo de sua efetividade, mostramos nas Figuras 35, 36 e 37 um estudo experimental feito por Herrnstein e Biermann (1934) que mostra a diferença do arrasto de um trem de pouso com e sem as carenagens de rodas. Na Figura 35 podemos ver claramente a diferença de arrasto no trem de pouso 14a que é mostrado na Figura 36. Foi utilizado uma carenagem de roda que os autores chamaram de carenagem tipo C, e é mostrada na Figura 37. Ainda nessa figura podemos ver no canto superior esquerdo mais um exemplo aplicado a outro tipo de trem de pouso que mostra a efetividade desse dispositivo.

Figura 35– Diferença do arrasto em um trem de pouso com e sem carenagens de rodas. O experimento foi feito a uma velocidade de 160 km/h.



Fonte: Adaptado de Herrnstein e Biermann (1934).

Figura 36- Trem de pouso 14 a

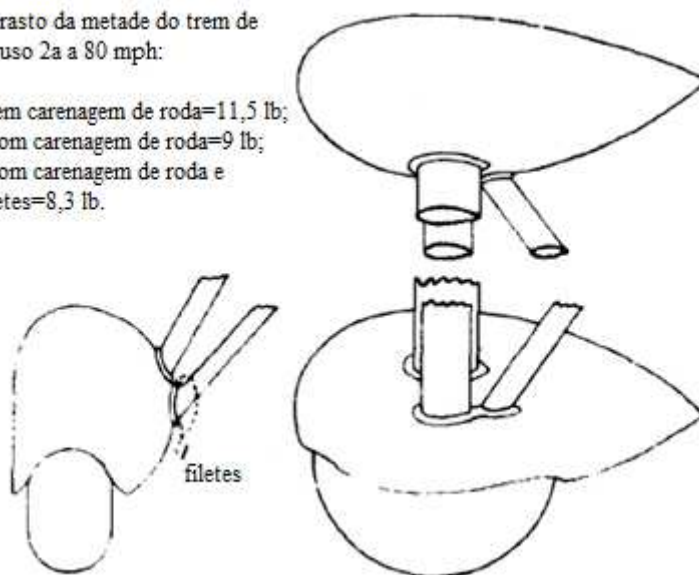


Fonte: Herrnstein e Biermann (1934).

Figura 37– Carenagem de roda tipo C

Arrasto da metade do trem de pouso 2a a 80 mph:

- Sem carenagem de roda=11,5 lb;
- Com carenagem de roda=9 lb;
- Com carenagem de roda e filetes=8,3 lb.



Fonte: Adaptado de Herrnstein e Biermann (1934).

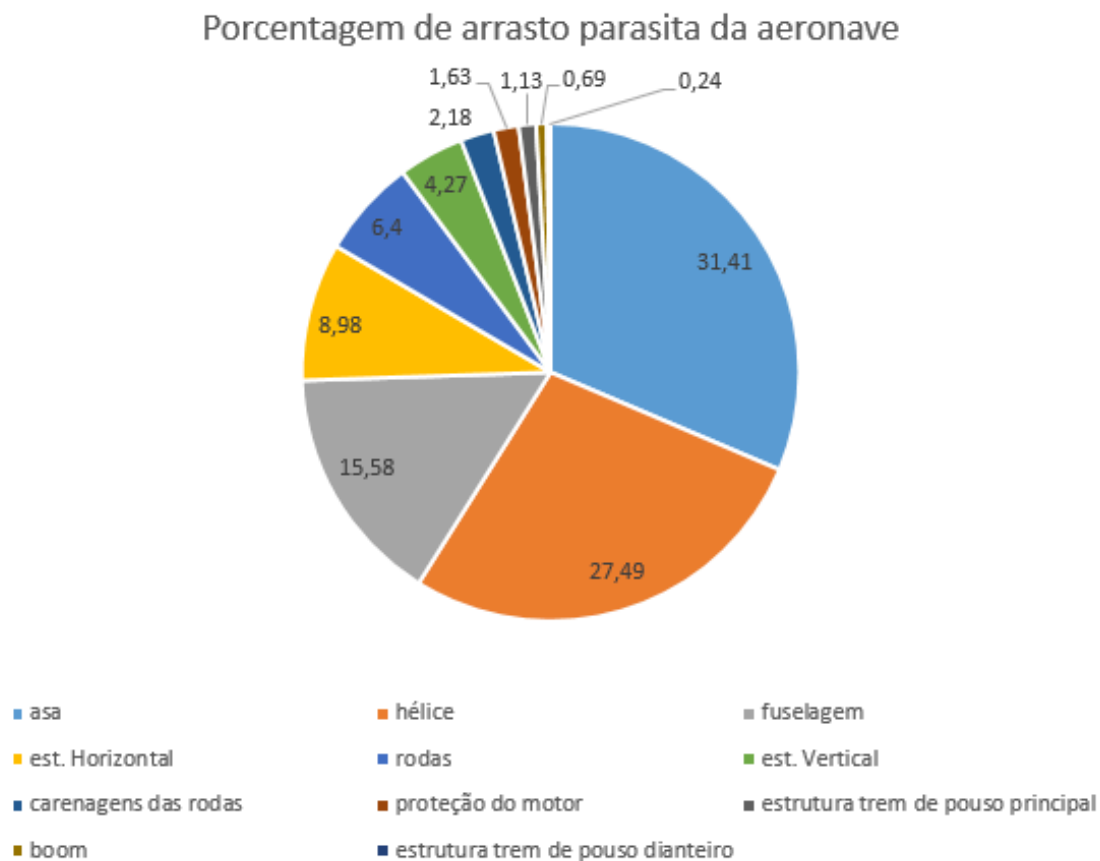
Um dos fatores que influenciam essa diferença no arrasto é o fator de forma da geometria utilizado para calcular o arrasto parasita, já citado anteriormente.

A Figura 38 mostra um gráfico com a contribuição percentual de cada elemento da aeronave para o arrasto parasita. Nele podemos ver que o conjunto total do trem de pouso



contribui quase com 10 % do arrasto total, mostrando a importância do mesmo na aerodinâmica da aeronave. O arrasto parasita para a condição de cruzeiro calculado foi de  $C_{D0} = 0,029$ , e foi simulado já com as carenagens de roda como pode ser visto na Figura 22. Essa condição de cruzeiro é a mesma que será utilizada no capítulo 6 para a análise de desempenho.

Figura 38– Contribuição de cada parte da aeronave para o arrasto parasita



Fonte: Autor (2018).

As carenagens de roda da Tabela 25 são para a aeronave Cirrus SR 22, pois não conseguimos achar uma para o tamanho de nossa roda. O pneu dessa aeronave é maior que o de nosso avião mas não muito, então podemos pegar o peso mostrado como base.

## 5.5 TANQUE DE COMBUSTÍVEL

Escolhemos alocar o tanque de combustível entre a longarina principal e a longarina traseira da asa, na parte fixa da mesma, para evitar que mangueiras de combustível se desgastem

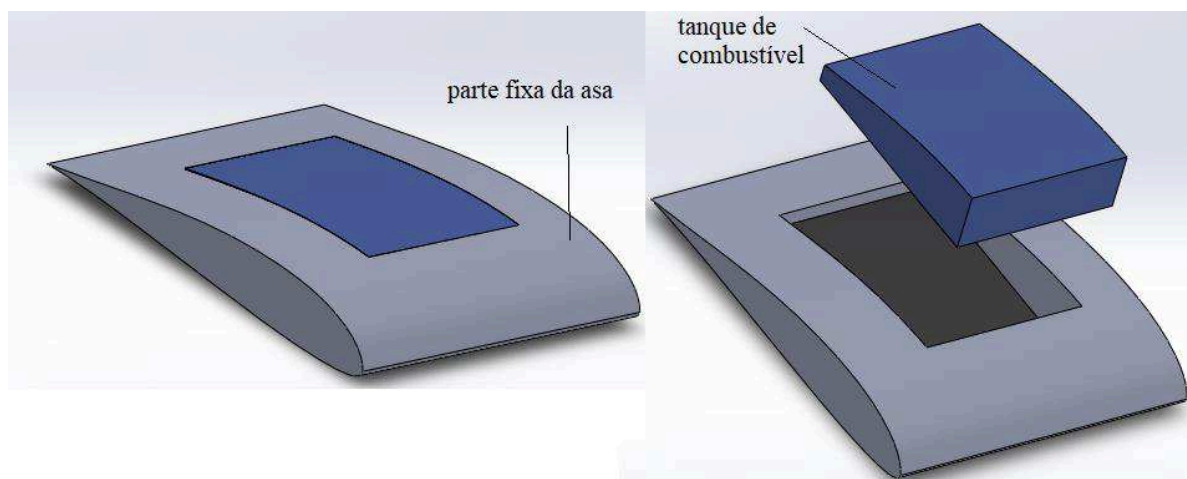
ou fiquem expostas durante a dobra da asa. Serão 2 tanques, um em cada lado da parte fixa da asa.

Fizemos o modelamento do tanque no SolidWorks®. A parte fixa da asa possui uma envergadura de 2,25 m, e se descontarmos a largura da fuselagem teremos um comprimento de asa de 0,76 m de cada lado. Decidimos deixar um espaço extra para a estrutura, então cada tanque tem 0,39 m de comprimento e um volume de 0,019 m<sup>3</sup>, totalizando 0,038 m<sup>3</sup>.

Porém esse tipo de tanque é chamado de tanque integral de combustível, e faz parte da estrutura. Segundo Raymer (1992), o volume útil para o combustível é de 85% do volume total do tanque. Então cada tanque tem a capacidade de levar 0,01615 m<sup>3</sup> de combustível, ou 11,6 kg. Dessa forma nosso avião pode carregar 32 litros de gasolina, cerca de 23 kg. Esse valor é abaixo do peso de combustível que vínhamos adotando até então, cerca de 42 kg. Porém vimos que seria difícil alocar toda essa quantidade na parte fixa da asa, então tivemos que reduzir a capacidade dos tanques.

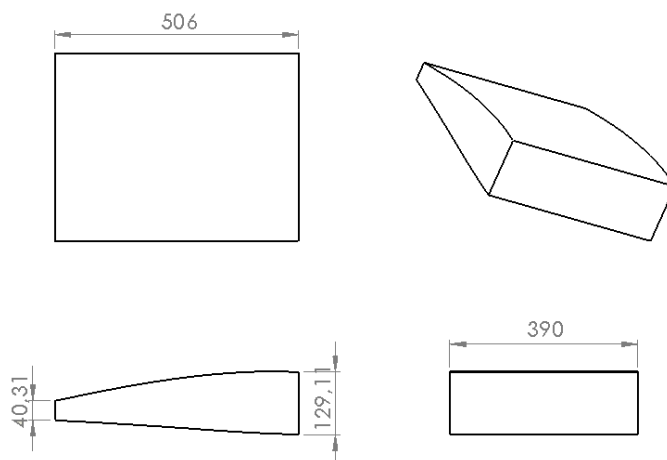
A Figura 39 mostra o tanque e seu encaixe em uma seção da asa, enquanto a Figura 40 mostra as dimensões do mesmo. Essas dimensões e o posicionamento das longarinas (a 25% e 80% da corda) respeitam o dimensionamento feito das superfícies de controle que são mostradas no item 5.7.

Figura 39– Modelagem do tanque de combustível



Fonte: Autor (2018).

Figura 40– Dimensões do tanque de combustível (em milímetros)



Fonte: Autor (2018).

Até então vínhamos assumindo que o tanque de combustível ficava no bordo de ataque da asa, o que é muito comum nesse tipo de aeronave. Porém como vimos na análise de estabilidade feita no item 5.5.2, o CG varia consideravelmente entre o tanque cheio e vazio. Colocando o sistema de combustível entre as longarinas, seu centro de massa fica mais próximo do CG, diminuindo o passeio do CG conforme o combustível é queimado. Isso pode ser evidenciado com os resultados do Apêndice B.

O posicionamento de cada tanque na asa pode ser visto na Figura C.3 no Apêndice C.

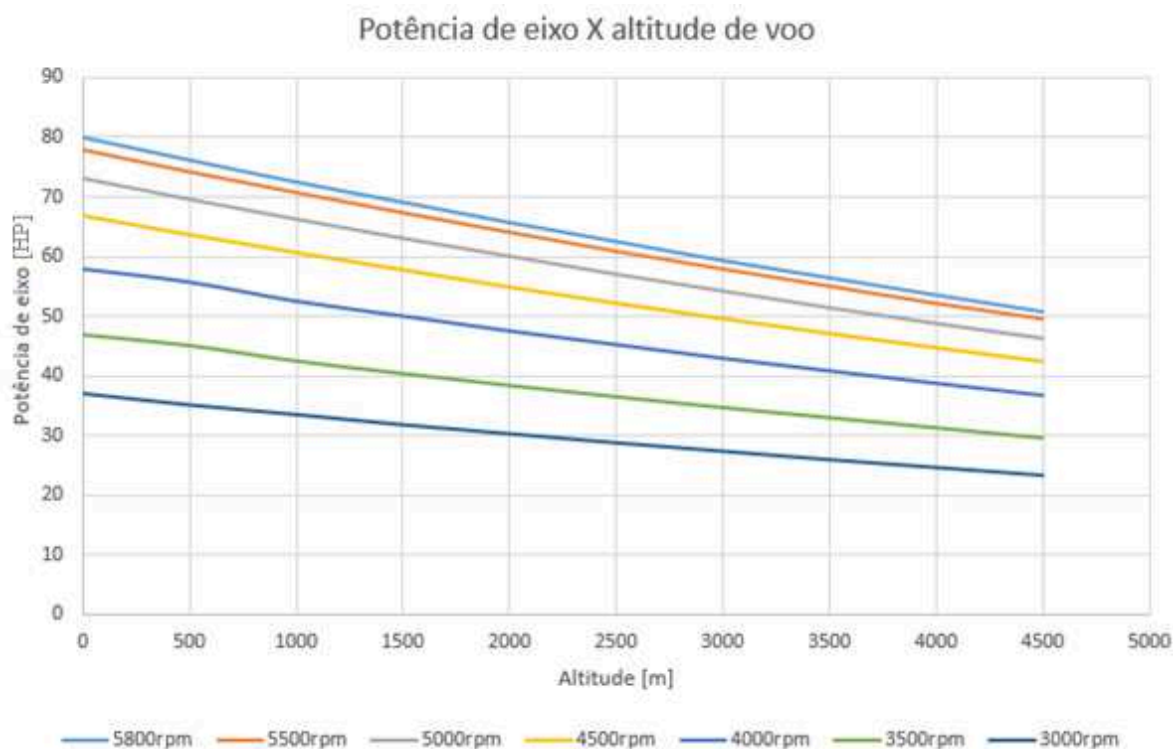
## 5.6 GRUPO MOTOPROPULSOR

Anteriormente havíamos apenas escolhido o motor que usaríamos. Agora temos que tirar dele informações mais precisas para usarmos em nossas análises.

### 5.6.1 Variação da potência com a altitude de voo

Um fator muito importante para motores a pistão de aviação é a perda de potência conforme a altitude de voo aumenta. Quanto mais alto voamos, menor é a temperatura do ar e a pressão atmosférica, o que influencia no desempenho. Então fizemos uma análise para saber a potência do motor em determinada rotação e altitude de voo. Usando dados disponibilizados por Rotax (2018) e analisando o ciclo termodinâmico do motor, conseguimos chegar nos resultados mostrados na Figura 41. Todo o desenvolvimento é mostrado no Apêndice A.

Figura 41- Gráfico potência de eixo versus altitude de voo para diferentes rotações do motor



Fonte: Autor (2018).

### 5.6.2 Desempenho do grupo motopropulsor

Precisamos agora analisar o desempenho do sistema propulsivo como um todo. Para isso iremos fazer a análise da potência disponível, tração disponível e eficiência da hélice.

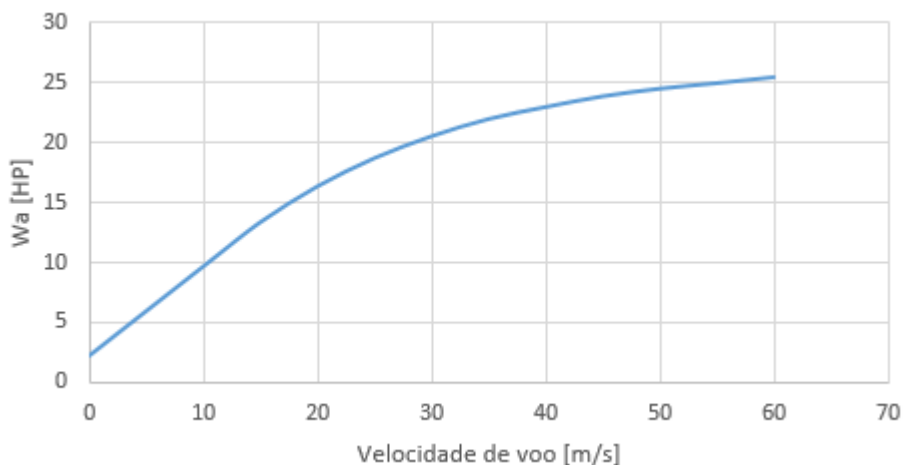
Já definimos o empuxo pela equação 15. A potência disponível ( $W_a$ ) pode ser dada pela equação 26.

$$W_a = W_b \cdot \eta_{prop} \quad (26)$$

Onde a eficiência da hélice ( $\eta_{prop}$ ) é dada pelo fabricante da hélice através de um programa disponibilizado em seu site. O mesmo não informa a técnica utilizada por esse programa para a obtenção dos resultados, mas diz que a incerteza é de +- 5%. No caso escolhemos a hélice Almácia 80 bipá da fabricante e – Props. Essa hélice é semelhante a que usamos no capítulo 4, porém apenas com 2 pás, pois vimos que há pouca diferença de desempenho para a nossa proposta em usar uma hélice tripá ou bipá.

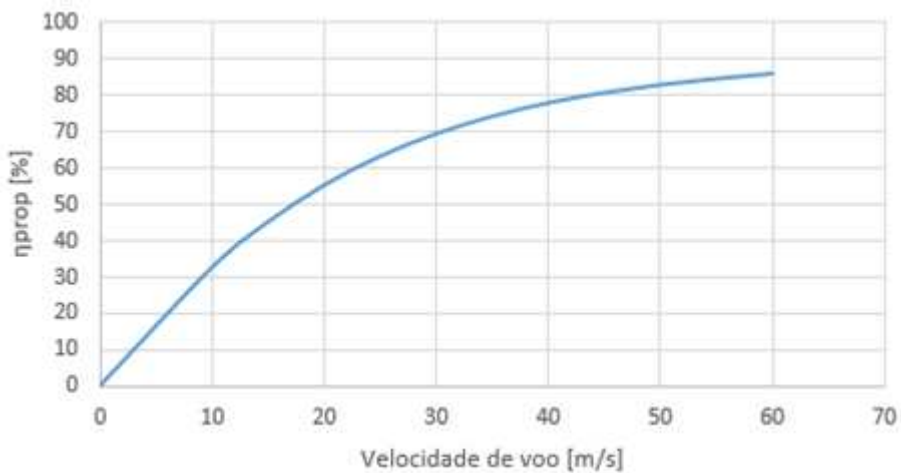
Para exemplificar foram traçados os gráficos de potência disponível, tração disponível e eficiência da hélice versus a velocidade de voo para uma altitude de 3000 m, com uma potência de eixo de 30 HP a 3200 rpm. Para qualquer outra altitude, basta definir a potência de eixo na Figura 41 e fazer a mesma análise.

Figura 42- Gráfico potência disponível versus velocidade de voo



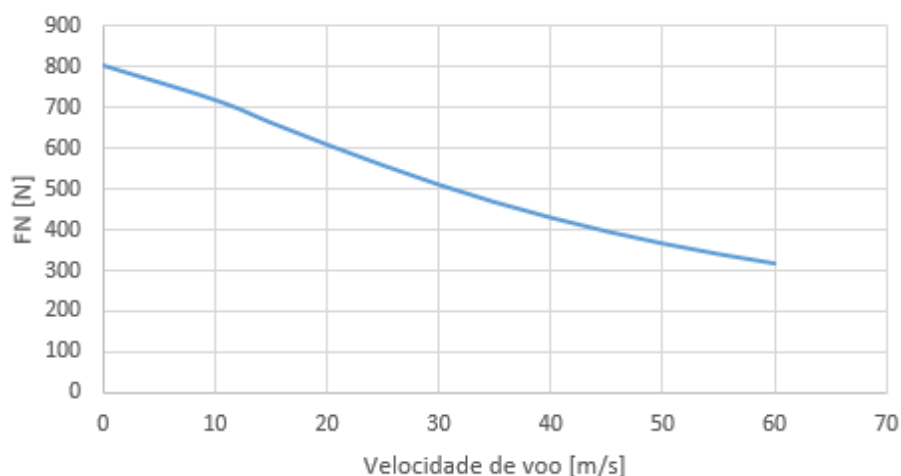
Fonte: Autor (2018).

Figura 43- Gráfico eficiência da hélice versus velocidade de voo



Fonte: Autor (2018).

Figura 44- Gráfico tração disponível versus velocidade de voo



Fonte: Autor (2018).

As Figuras 42 e 44 serão úteis quando fizermos os gráficos de tração e potência requerida da aeronave.

## 5.7 DIMENSIONAMENTO DAS SUPERFÍCIES DE CONTROLE

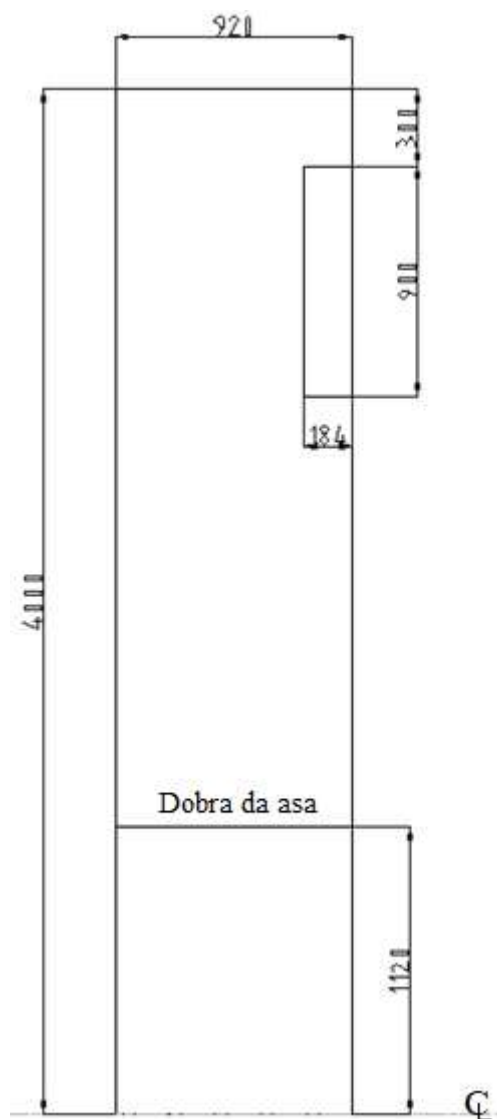
### 5.7.1 Ailerons

Os ailerons são as superfícies de controle responsável pelo movimento de rolagem da aeronave. Faremos nosso dimensionamento com base no que é recomendado no documento MIL-F-8785, ou seja a aeronave tem que alcançar um ângulo de rolagem de  $30^\circ$  em até no máximo 1,3 segundo para aeronaves da classe 1 como a nossa. A fase de voo corresponde à fase C, que está relacionada por exemplo, aos procedimentos de pouso e decolagem, que segundo Mohammad (2013) são as condições de voo onde os ailerons devem ser projetados.

No Apêndice A é mostrado um resumo de como chegamos em nosso dimensionamento. Caso o leitor deseje ver uma análise mais completa sugerimos buscar a referência Mohammad (2013) uma vez que o desenvolvimento das equações é longo e foge do objetivo desse trabalho.

O resultado mostrou que o tempo para a aeronave chegar a um ângulo de rolagem de  $30^\circ$  foi de 0,8 segundos, o que se encaixa no valor recomendado. Esse valor foi alcançado com a geometria do aileron mostrado na Figura 45. Nela vemos que tivemos que aumentar a corda da asa devido ao acréscimo de peso do trem de pouso.

Figura 45– Dimensão final da asa e ailerons, considerando a semi envergadura mostrada (em milímetros)



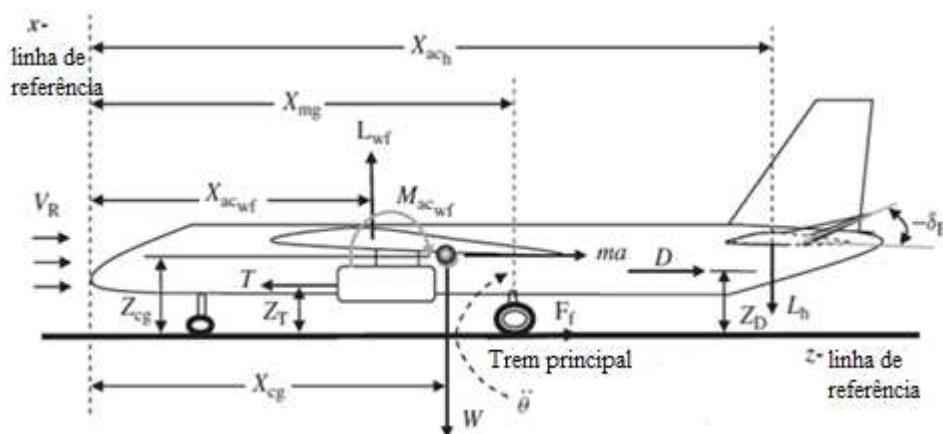
Fonte: Autor (2018).

### 5.7.2 Profundor

O profundor tem função de fazer o controle longitudinal da aeronave. Sua utilização tem dois pontos críticos principais, a rolagem no momento da decolagem, e a trimagem da aeronave em voo de cruzeiro.

Para realizar a análise da atuação do profundor na rolagem durante a decolagem, basta que façamos o somatório de forças e momentos em torno do trem de pouso principal para o avião em movimento, como mostra a Figura 46 e as equações A.49, A.50 e A.51 no apêndice A.

Figura 46– Forças e momentos atuantes na aeronave durante a decolagem

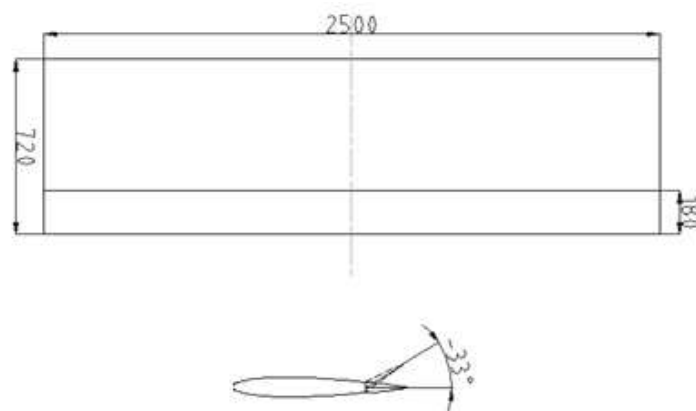


Fonte: Adaptado de Mohammad (2013).

Quanto mais à frente o centro de gravidade, mais o peso do avião tende a jogar o nariz do mesmo para baixo, e menor é a influência da asa no movimento de rolagem. Então a análise deve ser feita para o CG mais à frente possível da aeronave, que no nosso caso é para o peso máximo de decolagem, e analisado na velocidade de estol segundo Mohammad (2013).

Seguindo os passos mostrados no Apêndice A, chegamos à conclusão que, para um profundor ocupando toda a envergadura do estabilizador horizontal, precisaremos de uma relação corda do profundor sobre corda do estabilizador de 25 % e uma deflexão do profundor ( $\delta_e$ ) de  $-33^\circ$ , como mostra a Figura 47.

Figura 47– Dimensões do profundor e estabilizador horizontal (em milímetros)



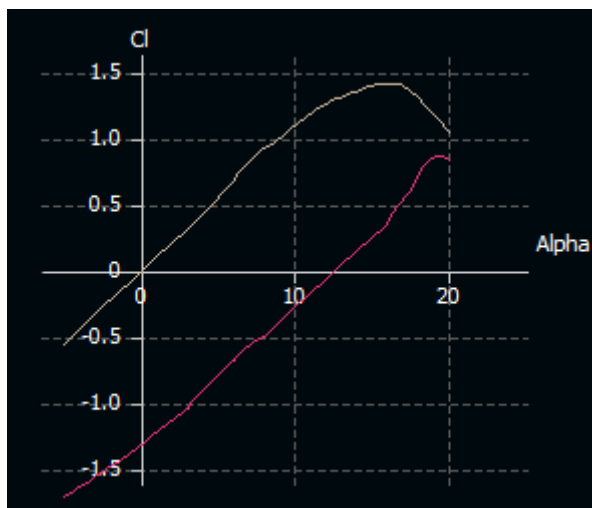
Fonte: Autor (2018).



As dimensões do profundor mostradas também na Figura 47 foram obtidas com os novos dados que fomos obtendo a cada etapa do trabalho, sendo que a estabilidade final da aeronave foi conferida novamente e mostrada no Apêndice B.

Na Figura 48 é mostrada uma comparação da curva  $C_l \times \alpha$  para o perfil NACA0012 com a deflexão de  $-33^\circ$  (curva vermelha) e sem deflexão (curva marrom). A análise foi feita para  $Re = 1,14 \cdot 10^6$  correspondente ao profundor na velocidade de estol. Como temos uma deflexão negativa, não há risco do mesmo estolar nas condições descritas no Apêndice A. Esse problema passa a ser crítico quando o profundor deflete positivamente, e isso ocorre normalmente quando precisamos trimar a aeronave em um CG desfavorável.

Figura 48-  $C_l \times \alpha$  para o perfil NACA0012 com a deflexão de  $-33^\circ$  (curva vermelha) e sem deflexão (curva marrom)



Fonte: Autor (2018).

Para descobrir os ângulos de deflexão do profundor para trimar o avião em diferentes condições de voo, fizemos novamente a análise de momentos da aeronave, porém agora considerando a análise em equilíbrio estático em torno do CG, ou seja o avião voando em voo reto e nivelado para um cruzeiro a 3000 m a 50 m/s. A análise é muito parecida com a feita para o movimento de rolagem na decolagem, desconsiderando logicamente momentos gerados pelo atrito do trem de pouso com o solo e peso. Por isso não mostraremos o desenvolvimento das equações. A intenção é achar a sustentação do estabilizador horizontal necessária para fazer com que o somatório de momentos seja nulo, achando assim seu coeficiente de sustentação e, através da equação A.52, encontrar a deflexão do profundor necessária.

Fizemos inicialmente essa análise para a deflexão do profundor nula e considerando a incidência do estabilizador horizontal como a variável a ser encontrada. Fizemos isso para a aeronave com peso máximo de decolagem em início de cruzeiro, e final de cruzeiro carregando uma pessoa de 60 kg sem bagagens, caracterizando os pontos onde o CG está mais à frente e mais atrás respectivamente. Obtendo uma média dos dois valores de incidência encontrados, temos que a inclinação do estabilizador horizontal deve ser de  $1,3^\circ$ .

Na Tabela 26 são mostradas as deflexões do profundor necessárias para a trimagem da aeronave a um voo de cruzeiro de 180 km/h. As situações analisadas são semelhantes as condições a), b), c) e d) mostradas no item 5.2.2, porém com valores atualizados. Como podemos ver não são deflexões grandes então não teremos problemas.

Tabela 26– Ângulos de trimagem do profundor

<b>Condição de voo</b>	<b>Massa [kg]</b>	<b>XCG [m]</b>	<b>ZCG [m]</b>	<b><math>\delta_e</math></b>
a)	368,2	1,671	1,036	-0,36°
b)	306,8	1,713	1,068	0,6°
c)	348,8	1,686	1,055	0,11°
d)	331,8	1,688	1,04	-0,05°

Fonte: Autor (2018).

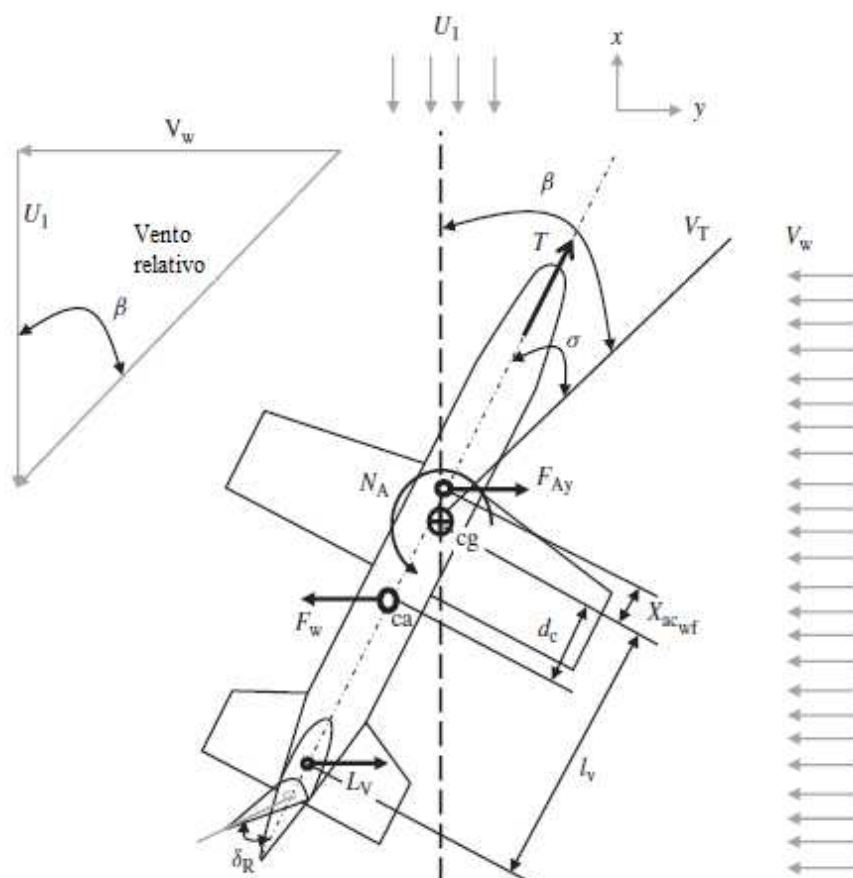
### 5.7.3 Leme

O leme é a superfície de controle responsável pelo controle direcional da aeronave. Seu dimensionamento varia de acordo com a missão e tipo de aeronave. Em aviões com dois motores nas asas por exemplo, o leme deve ser capaz de contrabalancear o momento gerado por apenas um motor caso o outro falhe. Para a nossa categoria e tipo de aeronave devemos nos preocupar principalmente com o vento cruzado no procedimento de pouso. Nesse caso o leme deve ser dimensionado de forma que possa manter a aeronave controlada quando a mesma recebe uma rajada perpendicular à direção de voo.

A norma ASTM F2245 não deixa claro a velocidade da rajada, mas diz que os flaps totalmente estendidos devem ser estruturalmente projetados para uma rajada de 7,5 m/s. Como os flaps são usados basicamente na decolagem e pouso, adotaremos essa velocidade para os cálculos.

Para ter uma noção inicial do tamanho do leme adotamos a teoria proposta por Mohammad (2013), que é mostrada no Apêndice A. A ideia é novamente um somatório de forças e momentos para que a aeronave possa manter um voo reto com uma rajada constante, ou seja para termos um voo estaticamente estável. Para isso a aeronave voará “de lado” em um voo conhecido como voo em glisada.

Figura 49– Forças atuantes na aeronave durante um voo com rajada lateral



Fonte: Adaptado de Mohammad (2013).

Iremos considerar a velocidade de voo  $U_1 = 1,1 \cdot V_{\text{stall}}$ . A velocidade incidente na aeronave ( $V_T$ ) é o soma dos vetores velocidade de voo e velocidade da rajada ( $V_w$ ), e corresponde a 26,52 m/s. O ângulo  $\beta$  é calculado por relação trigonométrica mostrada na Figura 49 e corresponde a  $16,4^\circ$ .

O centro de gravidade foi alocado na posição mais atrás possível da aeronave, caracterizando a posição mais crítica onde o braço de momento do estabilizador vertical é menor e consequentemente seu efeito também é menor. Esse ponto corresponde a 1,714 m atrás

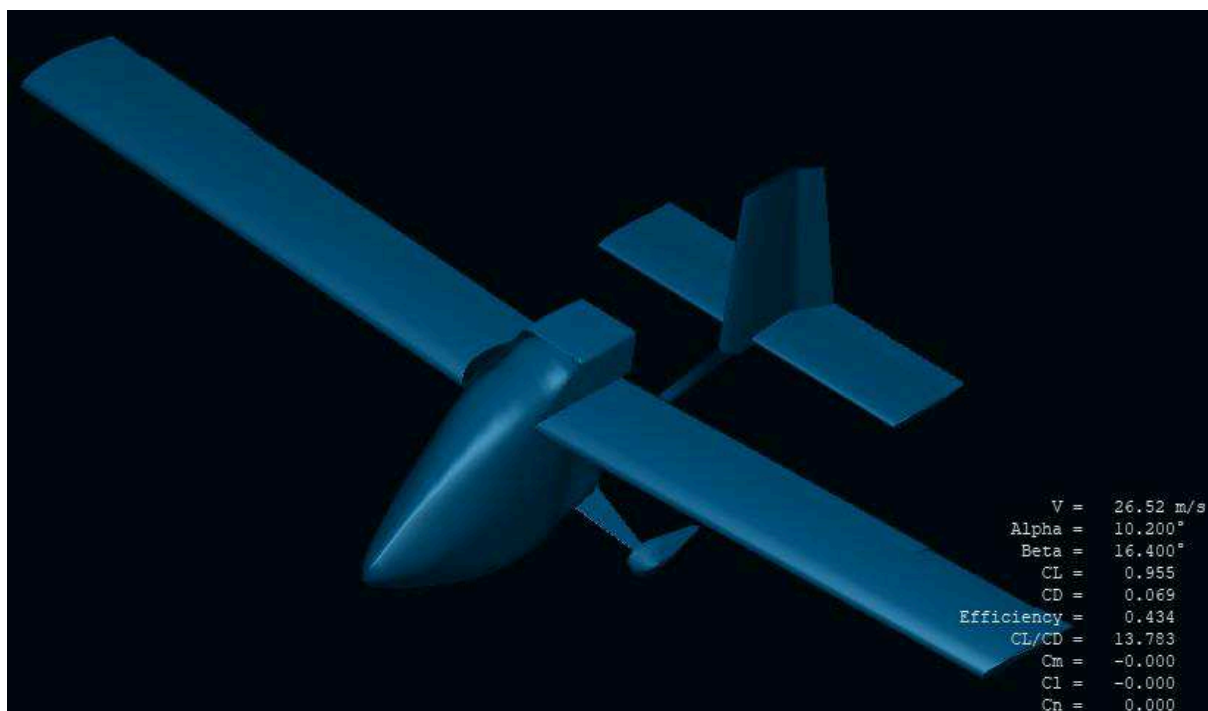
do nariz da aeronave, quando temos um piloto com 60 kg, sem bagagens e apenas 1 kg de combustível. O peso do avião nessas condições é de 302 kg.

Com o desenvolvimento feito no Apêndice A, chegamos à conclusão que para uma relação corda do leme sobre corda do estabilizador vertical igual a 0,3, precisaríamos de uma deflexão de  $29^\circ$  do mesmo para anular os momentos atuantes na aeronave.

Como pode ser visto na Figura 49, o motor praticamente não influencia a análise. Então decidimos realizar uma simulação no XFLR5 inviscida e sem a presença do motor, porém com as deflexões dos ailerons e do profundor necessárias para anular os momentos atuantes na aeronave, ou seja para deixar a aeronave totalmente trimada. Além disso incluímos o ângulo de ataque para alcançar a sustentação necessária, simulando uma condição de pouso perto do toque com a pista.

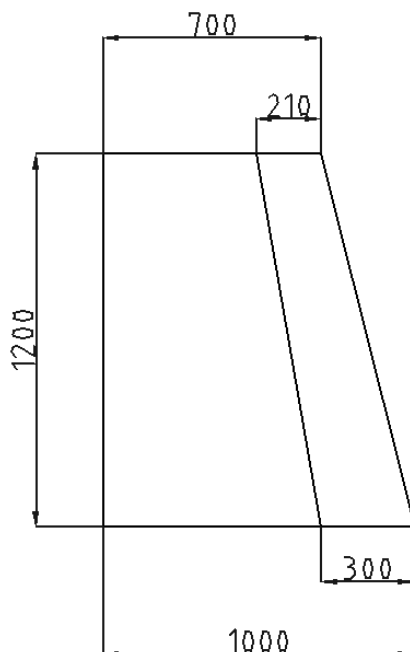
Necessitamos de uma deflexão do profundor de  $-7^\circ$ ,  $\pm 4,1^\circ$  nos ailerons e de  $31^\circ$  no leme. Ou seja, contando com todas as outras influências que não são consideradas na análise feita no Apêndice A, precisamos de uma deflexão maior do leme, a qual será utilizada. A Figura 50 mostra uma imagem da simulação no XFLR5 bem como seus resultados e a Figura 51 mostra as dimensões finais do leme e do estabilizador vertical.

Figura 50– Simulação para definição do leme no XFLR5



Fonte: Autor (2018).

Figura 51– Dimensões do leme e estabilizador vertical



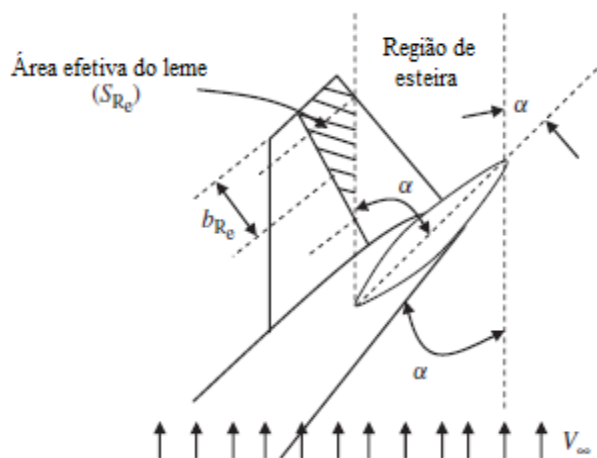
Fonte: Autor (2018).

Como pode ser visto nas Figuras 50 e 51, retiramos o enflexamento do bordo de ataque do estabilizador vertical. Isso foi necessário devido a outro fator que influencia o projeto do leme, que é a manobra de recuperação de parafuso (*spin*). Se a aeronave cai em *spin* ela deve, segundo a norma ASTM F2245, se recuperar em até 3 segundos. É uma manobra muito importante e, caso não possa ser revertida traz danos sérios a aeronave e pode ser fatal para o piloto.

O *spin* ocorre em baixas velocidades, quando a aeronave entra em estol e, devido a variação assimétrica de sustentação causado pelo mesmo, a aeronave começa a rodopiar e cair ao mesmo tempo. Para fazer com que a aeronave pare de girar o leme precisa ser acionado. Como as esteiras do estabilizador horizontal interferem na atuação do leme e do estabilizador vertical, como mostra a Figura 52, a efetividade de ambos cai, e deve ser levado em consideração nos cálculos. Isso justifica termos retirado o enflexamento do bordo de ataque do estabilizador vertical, pois dessa forma a área efetiva atuando no *spin* é maior, tanto do leme quanto de seu respectivo estabilizador.

Vale lembrar que temos uma restrição de comprimento, então outra solução que seria colocar o estabilizador horizontal mais para trás não pôde ser empregada em nosso caso.

Figura 52– Efeito das esteiras do estabilizador horizontal no estabilizador vertical



Fonte: Adaptado de Mohammad (2013).

O desenvolvimento dos cálculos para a recuperação de *spin* é mostrado no Apêndice A. Fizemos a análise inicialmente para um voo ao nível do mar, onde a deflexão necessária do leme para a geometria mostrada na Figura 51 foi de  $27^\circ$ . O *spin* ao mesmo tempo que ocorre em baixas velocidades, não é desejado que ocorra a baixas altitudes. Então para a deflexão de  $31^\circ$  encontrada anteriormente para o vento cruzado, conseguimos recuperar nossa aeronave de um *spin* a uma altura de até 1500 m. É uma altura intermediária entre o nível do mar e o cruzeiro, e consideramos que seja suficiente, uma vez que nossa aeronave não será acrobática e dificilmente voará perto da velocidade de estol a 1500 m de altitude. Então fizemos essa análise apenas para enquadrar nosso avião na norma reguladora.

#### 5.7.4 Flaps

No capítulo 6 veremos que nossa aeronave, mesmo sem *flaps*, possui desempenhos de decolagem e pouso superiores à maioria das aeronaves da mesma categoria. Então decidimos não utilizar *flaps* em nossa aeronave, o que contribui para uma redução do peso estrutural da asa e uma facilidade de projeto e fabricação da mesma.

## 6 DESEMPENHO DA AERONAVE

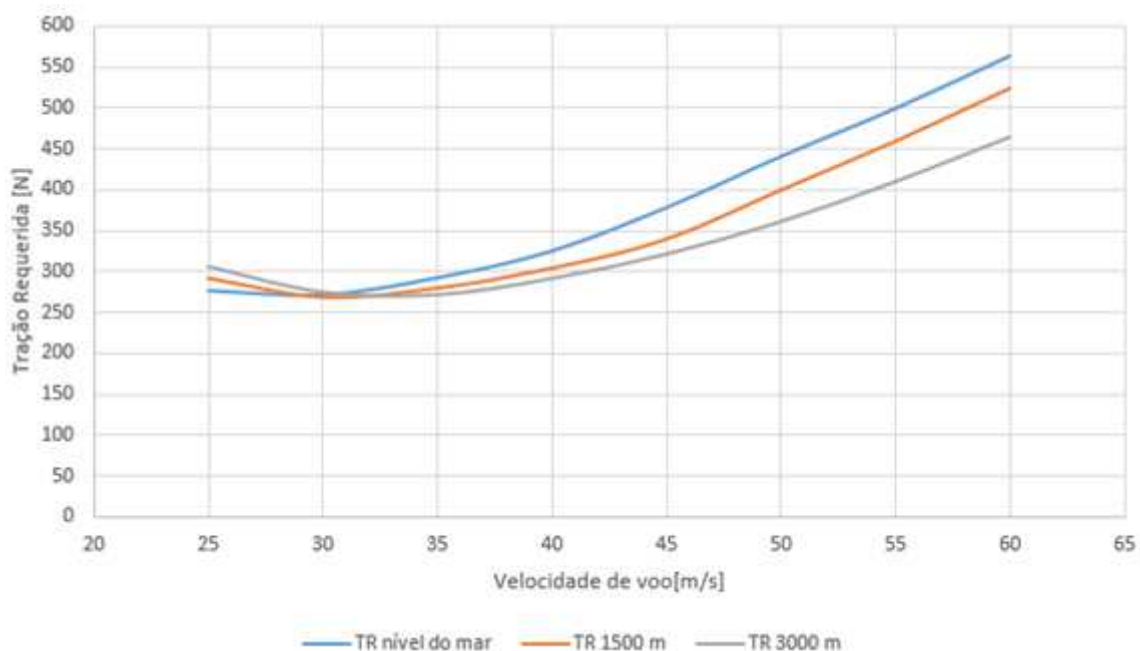
Neste capítulo será analisado o desempenho final da aeronave através dos dados obtidos até então e considerando a missão proposta no início deste trabalho mostrada na Figura 3.

### 6.1 TRAÇÃO E POTÊNCIA REQUERIDAS

Iniciamos o estudo final do desempenho de nossa aeronave traçando os gráficos de tração requerida ( $T_R$ ) e potência requerida ( $W_R$ ) versus velocidade de voo mostrados nas Figuras 53 e 54. Existem algumas formas aproximadas para se determinar essas curvas, porém decidimos coletar dados de simulações feitas no XFLR5 para o arrasto induzido e do OpenVSP para o arrasto parasita, e juntá-los para formar as curvas, uma vez que para o voo de cruzeiro, o arrasto é igual a tração necessária. Utilizamos também a equação 15 para determinar a potência requerida. As análises foram feitas para voos ao nível do mar, a 1500 e 3000 m de altitude.

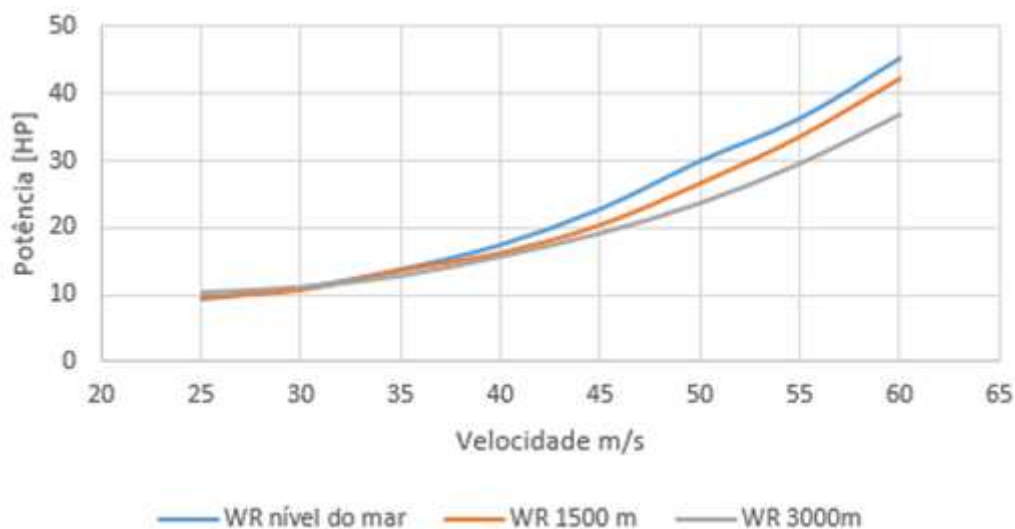
As curvas citadas foram feitas assumindo uma configuração onde estamos levando 10 kg de bagagens, um piloto de 75 kg com metade do combustível (assumindo metade do voo de cruzeiro). Isso totaliza um peso de voo de 340,3 kg.

Figura 53– Gráfico de tração requerida versus velocidade de voo



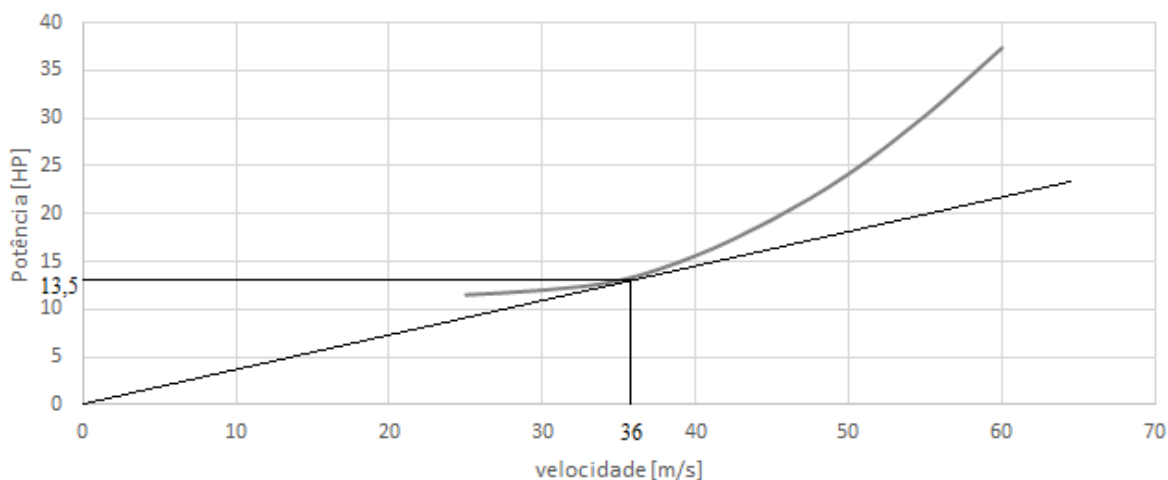
Fonte: Autor (2018).

Figura 54– Gráfico de potência requerida versus velocidade de voo



Fonte: Autor (2018).

Figura 55– Velocidade para máximo alcance de voo



Fonte: Autor (2018).

A Figura 55 mostra qual seria a velocidade para que tenhamos o maior alcance possível. Segundo Yechout (2014) isso pode ser assumido como uma aproximação quando o consumo de combustível é constante. Isso nada mais é que achar o ponto onde  $P/V$  é mínimo, ou seja, a derivada da curva é igual a zero. Como esse valor ficou relativamente longe dos 50 m/s (180 km/h) que vínhamos definindo como nossa velocidade de cruzeiro, decidimos continuar assumindo esse mesmo valor, pois como veremos no item seguinte, mesmo voando a 50 m/s o consumo de combustível é baixo.



Se quiséssemos o ponto onde a aeronave permaneceria o maior tempo possível voando, bastava ver a condição de menor potência requerida.

Com base nas Figuras 41 e 43 vemos que temos potência de sobra em nosso motor. Se juntarmos as análises feitas nesse item com as Figuras 42 e 44, temos os dados suficientes para começar os cálculos da missão da nossa aeronave.

As hipóteses para a missão são basicamente as mesmas dos capítulos 3 e 4, porém agora temos um cruzeiro a 3000 m a 180 km/h, onde segundo as Figuras 41 a 44, necessitaremos de 360 N de empuxo e 30 HP de potência de eixo do motor a 3200 rpm.

## 6.2 RESULTADOS FINAIS DO DESEMPENHO E COMPARAÇÃO COM AERONAVES DA MESMA CATEGORIA

O desempenho final da aeronave foi desenvolvido com base na missão definida no capítulo 3, sendo que os cálculos para obtenção dos resultados foram feitos de maneira similar aos realizados no capítulo 4. A exceção é o cálculo para o procedimento de pouso, no qual tivemos que incluir a energia cinética absorvida pelos freios, a qual foi desprezada no capítulo 4. Então o desenvolvimento da equação para obtermos a distância de pouso bem como as hipóteses assumidas em toda a missão estão no Apêndice A.

Calculamos o consumo de combustível em cada parte da missão. Para calcular a subida e descida, assumimos valores médios para o voo a 3000 m e ao nível do mar. Em uma suposta arremetida consideramos o mesmo gasto de combustível da decolagem, e o voo extra para encontrar um local de pouso alternativo foi considerado ao nível do mar. A distribuição inicial de peso é a mesma citada no item 6.1, apenas variando o combustível. Um resumo dos resultados finais é mostrado na Tabela 27.

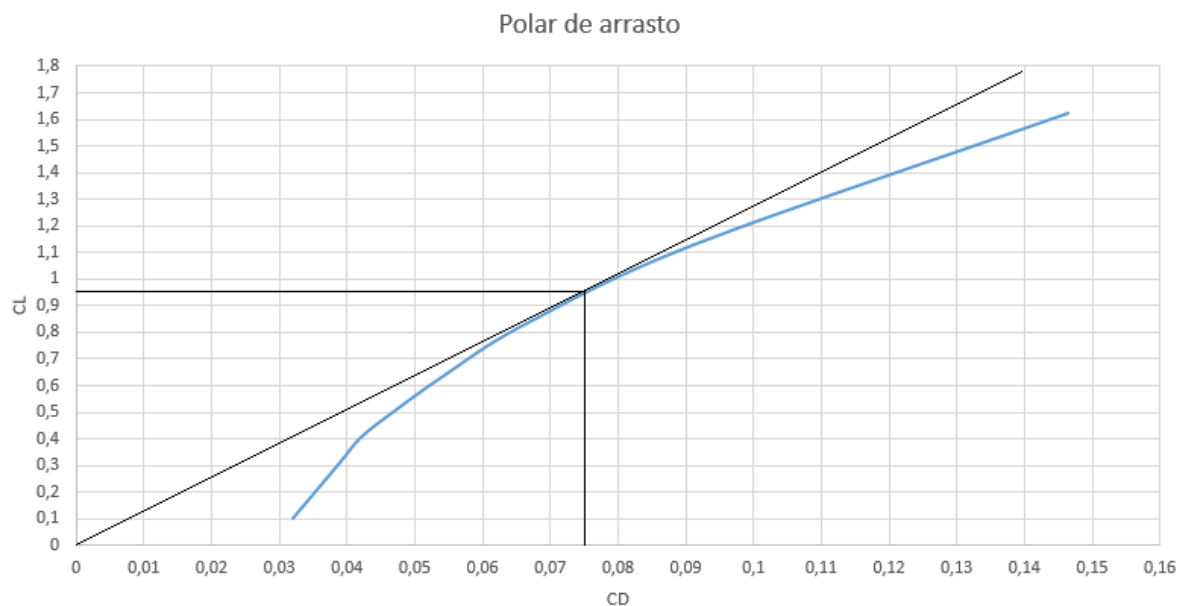
Tabela 27– Dados finais de desempenho da aeronave para uma possível missão

<b>Parâmetro</b>	<b>Valor</b>	<b>Potência de eixo utilizada [HP]</b>	<b>Perda de combustível [kg]</b>
<b>Distância de decolagem</b>	95 m	80	0,0233
<b>Taxa de subida até 3000m</b>	6,84 m/s	Motor 5500 rpm (ver Figura 41)	1,577
<b>Alcance em cruzeiro</b>	524 km	30	16
<b>Loiter (1500m)</b>	30 min	17	1,51
<b>Descida</b>	-5 m/s	20	0,5
<b>Voo após arremetida</b>	90 km (30 min)	36	2,6 + 0,0223 (arremetida)
<b>Velocidade de estol</b>	22,5 m/s (43,8 nós)	-	-
<b>Distância de pouso</b>	109 m	0	0
<b>Teto de serviço</b>	5000 m	46,8	-

Fonte: Autor (2018).

Outro dado importante no desempenho de aviões é a polar de arrasto. Com ela podemos determinar a razão de planeio da aeronave encontrando a derivada da função e igualando a zero, ou seja a razão  $L/D$  máxima. Fizemos isso coletando dados de sustentação e arrasto para um voo a 3000 m a exemplo do que foi mostrado no item 6.1. O resultado é mostrado na Figura 56. Observando essa figura, temos que a relação  $L/D$  máxima da aeronave é de 12,6.

Figura 56– Polar de arrasto da aeronave



Fonte: Autor (2018).

Se voltarmos à Tabela 6 veremos que nossa aeronave possui um desempenho bem satisfatório se comparado às aeronaves lá expostas. Porém uma das vantagens está na economia de combustível. Muitos fabricantes não dão o consumo de combustível de suas aeronaves, então fizemos na Tabela 28 uma comparação entre o alcance e a capacidade de combustível dos tanques de diferentes aeronaves da categoria LSA. Todos os dados dessa tabela foram retirados dos sites dos fabricantes.

Para comparar melhor a economia de combustível, se dividirmos o alcance pela capacidade dos tanques, veremos que essa razão nos retorna 16,37 km/l para nossa aeronave. O avião que mais se aproxima desse valor é o Flight Design CTSW com 15,87 km/l, mostrando que nosso projeto tem um desempenho similar à bons aviões da mesma categoria quando comparado o consumo de combustível. Sabemos que esses valores tendem a se alterar no projeto final, mas para um projeto conceitual esses valores são satisfatórios.

Com relação ao alcance, não conseguimos atingir os 600 km propostos inicialmente, mas o valor final se aproxima disso, então podemos considerar que para a proposta da aeronave o alcance é razoável.

Tabela 28 – Comparação de economia de combustível entre aeronaves da categoria LSA

<b>Aeronave</b>	<b>Alcance [km]</b>	<b>Capacidade do tanque [litros]</b>	<b>Consumo [litros/hora]</b>
<b>Star Fox V8</b>	1080	100	-
<b>Flight Design CTSW</b>	2000	126	-
<b>Quasar Lite</b>	1020	-	9,8 a 13,5
<b>Evektor Harmony</b>	1300	120	-
<b>Onex</b>	861	57	-
<b>Super Petrel</b>	950	90	-
<b>Gfly</b>	1250	120	-
<b>P2008</b>	1277	110	-
<b>NOSSA AERONAVE</b>	524	32	7,4

Fonte: Autor (2018).

### 6.3 ANÁLISE DE CUSTO

Nessa parte faremos uma estimativa do custo por hora de voo da aeronave. Esse valor será aproximado pois não temos condições de saber ainda quanto custaria a manutenção da aeronave em si, ou seja, verificação da estrutura, cabos de comando, freios, dentre outros sistemas pois isso varia de aeronave para aeronave e, no momento, a nossa é só um projeto. Dessa forma avaliaremos apenas custos referentes à manutenção do motor e gasto com combustível, uma vez que nossa aeronave não terá custos com hangar.

Com relação ao custo com combustível iremos assumir o consumo de 7,4 litros por hora em cruzeiro baseado no valor de consumo específico de 0,446 lb/HP/h já citado anteriormente. O preço da gasolina varia muito, então usaremos um preço médio de 6 reais o litro com base no que foi discutido no item 2.3.

Já com relação à manutenção do motor Rotax® 912, conseguimos junto a empresa de manutenção Cruzeiro do Sul Aeronaves localizada na cidade de São Paulo, o preço médio das manutenções para esse motor. Segundo a empresa nos informou, 35% dos valores que são citados abaixo se referem ao custo com peças, e 65% com mão de obra.

- A cada 50 horas de voo: 1850 reais;
- A cada 100 horas de voo: 1950 reais;

- A cada 600 horas de voo: 4650 reais;
- TBO de 2000 horas de voo: 7500 dólares.

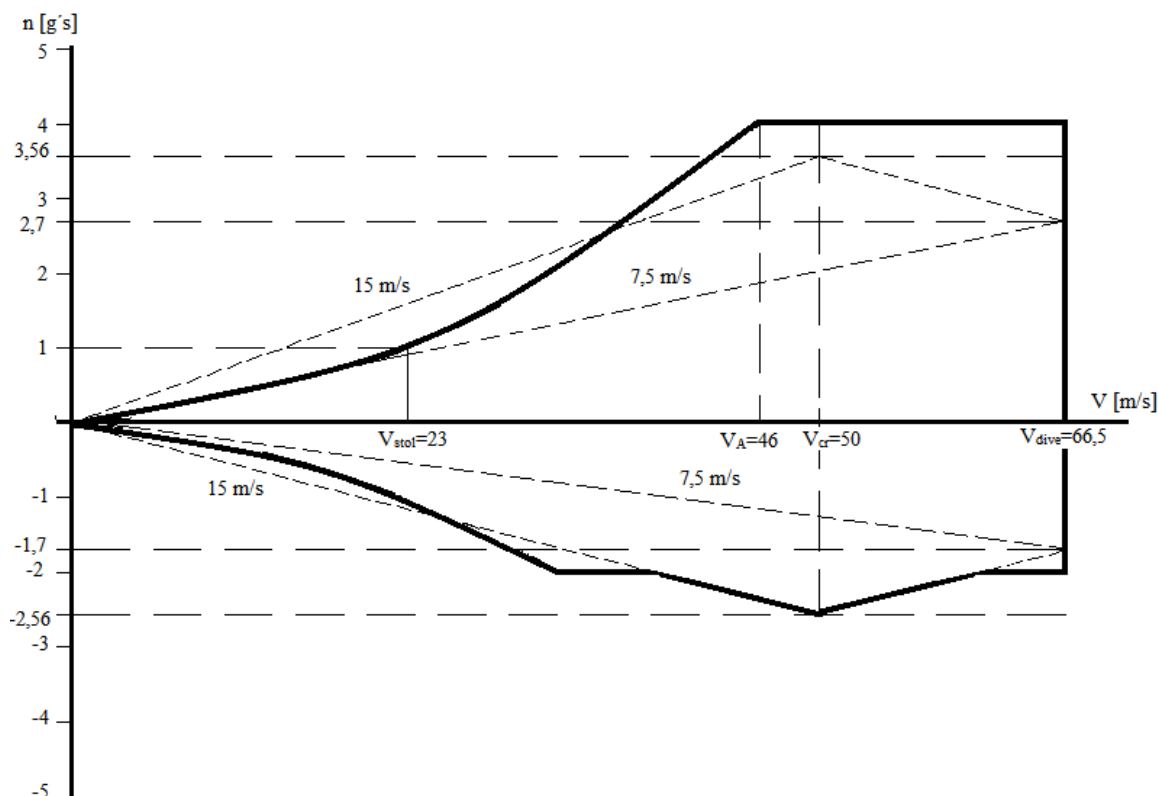
Esse preço é um valor médio, e o custo com troca de peças pode variar dependendo da exigência que é feita ao motor. Porém não entraremos nesses detalhes.

Com isso faremos uma análise assumindo que nossa aeronave tenha acumulado 2000 horas de voo, ou seja até o TBO. Fazendo isso temos que o custo total das 2000 horas de voo relacionadas à manutenção do motor corresponde a 128500 reais, mais 27000 reais da TBO assumindo o dólar a 3,6 reais no dia 23/05/2018. Com relação ao combustível teremos um gasto de 88800 reais. Dessa forma o gasto por hora de voo de nossa aeronave corresponde a 122,15 reais, o que para os padrões da aviação é um bom valor.

#### 6.4 DIAGRAMA V – n

Fizemos o diagrama V-n de nossa aeronave como sugere a norma ASTM F2245. A mesma diz que os fatores de carga mínimos devem estar entre -2 e +4 g's. Mais detalhes do desenvolvimento desse diagrama podem ser encontrados no Apêndice A.

Figura 57– Diagrama V-n



Fonte: Autor (2018).

## 7 PARÂMETROS FINAIS

Os principais parâmetros finais da aeronave foram comparados com os requisitos de projeto impostos no início desse trabalho. A Tabela 29 mostra que com exceção do peso vazio e alcance, todos os outros requisitos foram cumpridos ou mantidos, então podemos considerar que conseguimos atingir as metas de desempenho e tamanho de nossa aeronave.

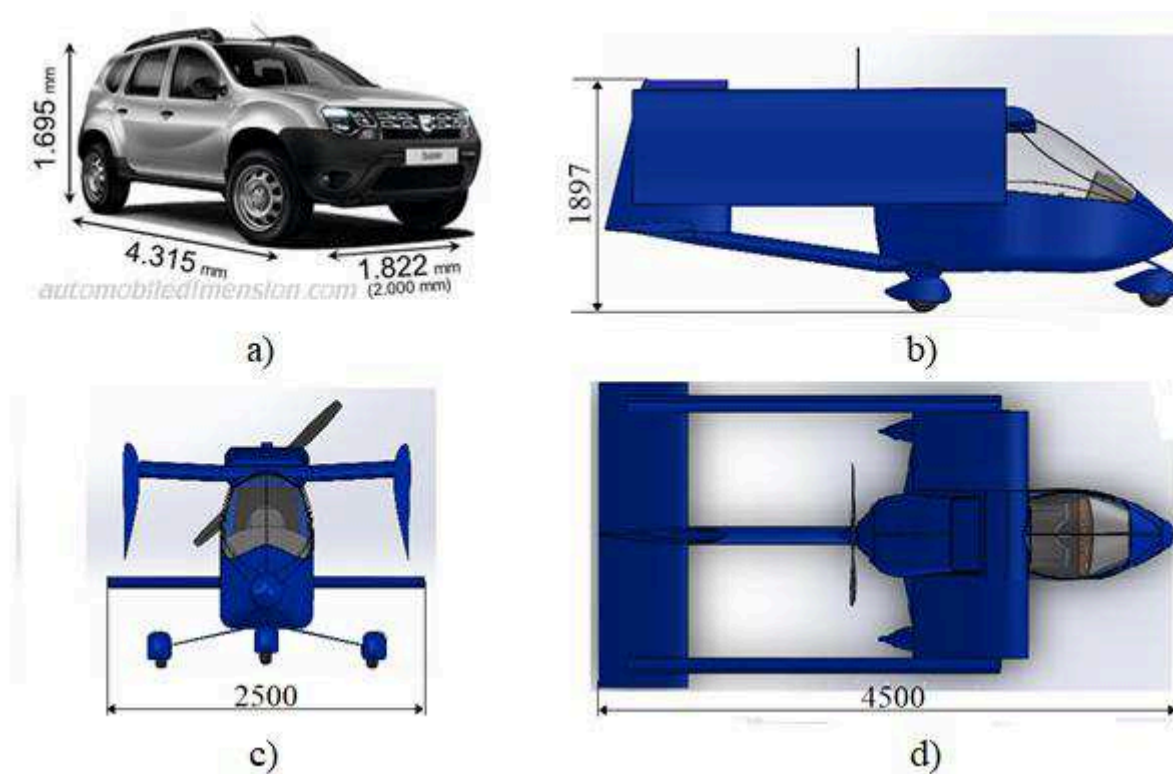
Tabela 29 – Comparação entre os dados finais e os estimados no início do trabalho

<b>Requisito de projeto</b>	<b>Especificação do requisito inicial</b>	<b>Valores finais</b>
Envergadura	7 m (2,6 m dobrado)	8 m (2,5 dobrado)
Comprimento	4,5 m (4,5 m dobrado)	4,5 m (4,5 m dobrado)
Altura	2 m (2 m dobrado)	1,9 m (1,9 m dobrado)
Área da asa	8 m <sup>2</sup>	7,36 m <sup>2</sup>
Peso do piloto	86 kg	86 kg
Peso da carga paga	18,4 kg	18,4 kg
Peso do combustível	42,54 kg	23 kg
Peso vazio	225,04 kg	240,9 kg
Peso máximo de decolagem	372 kg	368,3 kg
Velocidade máxima em voo nivelado	222 km/h (120 nós)	222 km/h (120 nós)
Velocidade de cruzeiro	180 km/h	180 km/h
Consumo de combustível em cruzeiro	15 l/h	7,4 l/h
Taxa de subida	4,5 m/s	6,84 m/s
Distância de pouso	160 m	109 m
Distância de decolagem	160 m	95 m
Alcance	600 km	524 km
Teto de serviço	4000 m	5000 m

Fonte: Autor (2018).

Para finalizar, a Figura 58 mostra a comparação do tamanho final da aeronave dobrada em relação a um carro comum, evidenciando que nosso avião pode ser guardado em qualquer vaga de garagem.

Figura 58– Comparação de dimensões entre a aeronave e um carro



Fonte: a) Automobiledimension (2018); b, c, d) Autor (2018).

## 8 CONCLUSÃO

Os dados finais mostrados no capítulo 7 definem que os resultados ficaram de acordo com expectativas iniciais. Conseguimos projetar nosso avião com um consumo de combustível inferior às outras aeronaves da mesma categoria. Além disso chegamos a um custo por hora de voo da aeronave satisfatório. Também obtivemos uma aeronave compacta, capaz de ser guardada em um espaço privativo fazendo com que o proprietário não tenha grandes custos com o armazenamento do avião. Com isso, o principal objetivo desse trabalho que foi projetar uma aeronave com um baixo custo operacional foi cumprido.

Grande parte desse sucesso pode ser atribuída às comparações que fizemos entre as cinco concepções que propomos no início do trabalho. Os resultados dessa parte fizeram com que tivéssemos um rumo certo a seguir, e nos deu a visão das qualidades e defeitos da concepção escolhida, fazendo com que soubéssemos quais detalhes da aeronave precisariam de mais atenção.

Apesar das limitações de tamanho do avião, conseguimos também obter bons valores de estabilidade para a aeronave. Esse fator foi importante pois conseguimos alcançar esses resultados sem aumentar principalmente o comprimento de nosso avião, fazendo com que, até então, ele seja a aeronave com o menor comprimento da categoria.

Entretanto, apesar de termos obtido bons resultados, temos a consciência que alguns parâmetros podem ser melhorados, ou melhor verificados. Como exemplo podemos citar um estudo da implementação de *winglets* nas pontas das asa para diminuir arrasto e uma análise mais detalhada da aerodinâmica geral da aeronave, fazendo simulações em softwares comerciais ou mesmo análise com um modelo em escala em túnel de vento. Isso garantiria dados mais concretos para que possamos fazer o projeto detalhado das peças com uma certeza de que a geometria externa da aeronave entregará bons resultados. Então a seguir fazemos algumas sugestões para futuros trabalhos.



## 8.1 SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

O presente trabalho serve como uma boa base para quem desejar estudar partes dos projetos preliminar e detalhado de uma aeronave. Dessa forma com base nos resultados que obtivemos podem ser feitos os seguintes estudos:

- Análise das cargas atuantes nas dobras das asas ou qualquer projeto estrutural de partes da aeronave;
- Análise do processo de fabricação das peças da aeronave;
- Estudo econômico do preço unitário da aeronave e aceitação do mercado;
- Propor melhorias aerodinâmicas não só das asas como citado antes, mas da aeronave como um todo;
- Ver a viabilidade da conversão para um avião com motor elétrico;
- Projetar um motor a pistão de acordo com as normas para categoria LSA, menor e menos potente que o Rotax utilizado, visando uma economia de espaço e peso, pois como vimos, o motor Rotax tem mais potência do que precisamos;
- Fazer outros projetos conceituais de aeronaves utilizando a mesma metodologia proposta.

## REFERÊNCIAS

ANAC. **RBAC nº21: Certificação de Produto Aeronáutico**: ANAC, 2009.

ASTM. **ASTM F2245: Standard Specification for Design and Performance of a Light Sport Airplane**: ASTM, 2007.

ASTM. **ASTM F2339: Standard Practice for Design and Manufacture of Reciprocating Spark Ignition Engines for Light Sport Airplane**: ASTM, 2007.

AUTOMOBILEDIMENSION. Dacia Duster2013dimensions. Site oficial. Disponível em: <<https://www.automobiledimension.com/models/dacia/duster-2013>>. Acesso em: 30 mar. 2018.

AVIAÇÃO executiva cresce e precisa de novos hangares. **Redação Aeromagazine**. 2013. Disponível em: <[http://aeromagazine.uol.com.br/artigo/aviacao-executiva-cresce-e-precisa-de-novos-hangares\\_1181.html](http://aeromagazine.uol.com.br/artigo/aviacao-executiva-cresce-e-precisa-de-novos-hangares_1181.html)>. Acesso em: 18 ago. 2017.

BARROS, C.P. **Uma metodologia para o desenvolvimento de aeronaves leves subsônicas**. 2001. X p. Tese (Doutorado) – Programa de Pós-graduação em Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Minas Gerais. Belo Horizonte, 2001.

CHENG, L.C; MELO FILHO, L.D.R. **QFD, Desdobramento da Função Qualidade na Gestão de Desenvolvimento de Produtos**. São Paulo: Blucher, 2010.

COBEL, R. **Princípios de inspeção aeronáutica**. 2017. Disponível em: <<http://canalpiloto.com.br/principios-de-inspecao-aeronautica/>>. Acesso em: 19 ago. 2017.

FAR. **FAR part 33: Airworthiness standards: Aircraft engines**: FAR, 1965.

FERREIRA, C. V.; GOUVINHAS, R.P.; MIGUEL, P. A. C.; NAVEIRO, R.M.; ROMEIRO F., E. **Projeto do Produto**. Rio de Janeiro: Elsevier, 2010.

GUDMUDSSON, S. **General aviation aircraft design: applied methods and procedures**. USA: Butterworth-Heinemann, 2014.

HERRNSTEIN, W. H.; BIERMANN, D. **The drag of airplane wheels, wheel fairings and landing gears**. USA: National Advisory Committee for Aeronautics (NACA), 1934.

HIBBELER, R.C; **Resistência dos Materiais**. São Paulo: Pearson, 2013.

HOERNER, S.F; **Fluid dynamic drag, theoretical, experimental and statistical information**. USA: Liselotte A. Hoerner, 1965.

HOUSTON, S. **How much does it cost to buy a airplane.** 2017. Disponível em: <<https://www.thebalance.com/buying-an-airplane-can-you-afford-it-282909>>. Acesso em: 18 ago. 2017.

JAR. **JAR 22: Sailplanes and powered sailplanes:** JAR, 2001.

LANZA, M. **LSA, um divisor de águas.** 2014. Disponível em: <[http://aeromagazine.uol.com.br/artigo/lisa-um-divisor-de-ares\\_1392.html#ixzz4qIbqhnz8](http://aeromagazine.uol.com.br/artigo/lisa-um-divisor-de-ares_1392.html#ixzz4qIbqhnz8)>. Acesso em: 20 ago. 2017.

MCGOVERN, J. **The Otto Cycle.** 2004. Disponível em: <[https://theory.physics.manchester.ac.uk/~judith/stat\\_therm/node16.html](https://theory.physics.manchester.ac.uk/~judith/stat_therm/node16.html)>. Acesso em 09 fev. 2018.

MIL F 8785C, **Military Specification Flying Qualities of Piloted Airplanes:** U.S Air Force, 1980.

MOHAMMAD, H.S. **Aircraft Design a systems engineering approach.** United Kingdom: John Wiley and Sons, 2013.

RAYMER, D. **Aircraft Design: A conceptual approach.** USA: AIAA Educational Series, 1992.

RIBNER, S. R. **Notes on the propeller and slipstream in relation to stability.** USA: National Advisory Committee for Aeronautics (NACA), 1944.

RODRIGUES, L. E. M. J. **Fundamentos da engenharia aeronáutica.** São Paulo, Brasil: Cengage Learning, 2013.

ROSKAM, J. **Airplane flight dynamics and automatic flights control, Part 1.** Kansas, USA: Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1979.

ROTAX. Engine type 912 80 HP (UL/A/F). Site oficial. Disponível em: <[https://www.flyrotax.com/files/Bilder/Produkte%20Rotax/Datasheets/Produktdatenblatt\\_912\\_80hp\\_rev.BRP-Rotax\\_20160823.pdf](https://www.flyrotax.com/files/Bilder/Produkte%20Rotax/Datasheets/Produktdatenblatt_912_80hp_rev.BRP-Rotax_20160823.pdf)>. Acesso em: 16 jan. 2018.

SCHIMIDT, B. Parasite drag build up. In: VSP WORKSHOP 2017. aug./sep. 2017. Slides, 22, color. Disponível em: <<http://openvsp.org/wiki/doku.php?id=workshop2017>>. Acesso em: 2 fev. 2018.

STOCHERO, T. **Excesso de aviões privados faz preço de hangar dobrar no Campo de Marte.** 2012. Disponível em: <<http://g1.globo.com/economia/noticia/2012/04/excesso-de-avioes-privados-faz-preco-de-hangar-dobrar-no-campo-de-marte.html>>. Acesso em: 18 ago. 2017.

WILLIAMS, K. **QFD a good tool to use for avoiding product failure.** 2017. Disponível em < <https://www.isixsigma.com/tools-templates/qfd-house-of-quality/qfd-good-tool-use-avoiding-product-failure/> >. Acesso em: 19 set. 2017.

YARYGINA, M. V; POPOV, Y. I. **Development of the weight formula for a folding wing.** Moscou, Rússia: Moscow Aviation Institute, 2011.

YECHOUT, T, R. **Introduction to aircraft flight mechanics**. USA: AIAA Educational Series, 2014.

## APÊNDICE A – Equacionamento e hipóteses adotadas

Aqui são apresentadas as equações utilizadas durante o desenvolvimento desse trabalho. Caso o leitor tenha interesse em um maior aprofundamento das mesmas, sugerimos buscar as referências citadas durante o texto.

Os valores dos parâmetros utilizados estão explicados no texto, ou foram adotados valores médios segundo recomendações das referências.

### CAPÍTULO 3:

#### 3.3.4 Diagrama de restrições

##### Velocidade de estol:

$$(W/S)_{V_s} = 0,5 \rho_0 V_s^2 C_{L_{\max}} \quad (A.1)$$

Sendo  $C_{L_{\max}}$  o coeficiente de sustentação máximo da aeronave no ângulo de ataque máximo,  $V_s$  a velocidade de estol e  $\rho_0$  a densidade do ar no nível do mar.

Consideramos nessa parte do trabalho  $C_{L_{\max}} = 1,5$ .

##### Velocidade máxima:

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{V_{\max}} = \frac{\eta_p}{0,5 \rho_0 V_{\max}^3 C_{D0} \frac{1}{\left(\frac{W}{S}\right)} + \frac{2K\rho_0}{\rho^2 V_{\max}^2} \left(\frac{W}{S}\right)} \quad (A.2)$$

Onde  $K = \frac{1}{\pi e AR}$ ,  $e = 1,78(1 - 0,045 AR^{0,68}) - 0,64$ , e  $AR$  a razão de aspecto.

$\eta_p$  é a eficiência da hélice (adotado 0,8),  $C_{D0}$  o arrasto parasita (0,03 sugestão dada por Mohammad (2013)),  $V_{\max}$  a velocidade máxima em voo nivelado (definida pela norma) e  $\rho$  a densidade no nível de voo.

##### Distância de decolagem:

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{S_{To}} = \frac{1 - \exp(0,6 \rho g C_{DG} S_{To} \left(\frac{1}{W/s}\right))}{\mu - \left(\mu + \frac{C_{DG}}{C_{LR}}\right) \exp(0,6 \rho g C_{DG} S_{To} \left(\frac{1}{W/s}\right))} \frac{\eta_p}{V_{To}} \quad (A.3)$$

Sendo  $C_{DG} = C_{DTo} - \mu C_{LTo}$  e  $C_{DTo} = C_{DoTo} + KC_{LTo}^2$ .

Onde  $C_{DoTo}$  é a soma de coeficientes de atrito parasita da aeronave em si mais trem de pouso e flaps, que nesse momento são obtidos por dados estatístico segundo Mohammad (2013), assim como  $C_{LTo}$ , que é o coeficiente de sustentação de decolagem, que depende do coeficiente de sustentação de cruzeiro mais um acréscimo relacionado aos flaps. Foram usados valores intermediários para todos os parâmetros acima, tirados da referência mencionada.

$C_{LR}$  corresponde ao coeficiente de sustentação no momento do “rotate” da decolagem. Consideramos inicialmente um valor igual  $C_{Lmax}$ .

$V_{TO}$  é a velocidade de decolagem ( $1,3V_s$  segundo a norma),  $S_{TO}$  a distância de decolagem e  $g$  a aceleração da gravidade.

Foi adotado o coeficiente de atrito  $\mu=0,1$  para pistas de grama.

#### **Taxa de subida:**

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{ROC} = \frac{1}{\frac{ROC}{\eta_p} + \frac{1,55}{\left(\frac{L}{D}\right)_{max} \eta_p} \sqrt{\frac{2}{\rho \sqrt{\frac{3C_{D0}}{K}}}} W/S} \quad (A.4)$$

ROC é a taxa de subida e  $L/D$  é a relação entre sustentação e arrasto da aeronave. Segundo Mohammad (2013) a eficiência da hélice tende a diminuir em subidas devido ao ângulo de ataque. Então para a taxa de subida foi adotado  $\eta_p = 0,7$ .

#### **Teto de voo:**

$$\left(\frac{W}{P}\right)_C = \frac{\rho/\rho_0}{\frac{ROC}{\eta_p} + \frac{1,55}{\left(\frac{L}{D}\right)_{max} \eta_p} \sqrt{\frac{2}{\rho \sqrt{\frac{3C_{D0}}{K}}}} W/S} \quad (A.5)$$

### **CAPÍTULO 4:**

#### **4.2.5 Refinamento dos pesos:**

Subscritos  $w$ ,  $vt$ ,  $ht$  e  $f$  se referem respectivamente à asa, estabilizador vertical, estabilizador horizontal e fuselagem.

**Peso da asa:**

$$W_w = S_w \cdot \text{MAC} \left( \frac{t}{c} \right)_{\max} \cdot \rho_m \cdot k_{pw} \left( \frac{AR_{n_{ult}}}{\cos \Lambda_{0,25}} \right)^{0,6} \cdot \lambda^{0,04} \cdot g \quad (\text{A.6})$$

$t/c$  é a relação entre a espessura do perfil e a corda do mesmo,  $S$  é a área da asa e  $n_{ult}$  equivale ao fator de carga máximo da aeronave ( $n$ ) vezes um fator de segurança de 1,5 citado no texto.

$\Lambda_{0,25}$  é o ângulo de enflexamento a 25% da corda,  $\rho_m$  é a densidade do material usado na estrutura ( $\rho_m = 2711 \text{ kg/m}^3$  para alumínio aeronáutico), e  $k_p$  é o fator de densidade da asa para cada tipo de aeronave. Utilizamos o valor médio de  $k_{pw} = 0,0015$ .

MAC é a corda média da asa, e  $\lambda$  a razão de afilamento.

**Peso da fuselagem:**

$$W_f = l \cdot \rho_m \cdot k_{pf} \cdot n_{ult}^{0,25} \cdot d_{\max}^2 \cdot g \quad (\text{A.7})$$

Onde  $l$  equivale ao comprimento da fuselagem,  $d_{\max}$  o diâmetro máximo da fuselagem, o qual assumimos o valor médio entre a largura máxima e a altura máxima, uma vez que nossa fuselagem não é circular, e  $k_{pf}$  é o fator de densidade da fuselagem para cada tipo de aeronave. Utilizamos o valor médio de  $k_{pf} = 0,0025$ .

**Peso do estabilizador vertical:**

$$W_{vt} = S_{vt} \cdot \text{MAC}_{vt} \left( \frac{t}{c} \right)_{\max v} \cdot \rho_m \cdot k_{pvt} \left( \frac{AR_{vt}}{\cos \Lambda_{0,25 vt}} \right)^{0,6} \cdot \lambda_{vt}^{0,04} \cdot V_{vt}^{0,2} \left( \frac{c_r}{c_{vt}} \right)^{0,4} \cdot g \quad (\text{A.8})$$

Dentre os valores para aeronaves experimentais home built, podemos usar  $k_{pvt} = 0,067$ . O termo  $c_r/c_{vt}$  é a relação de comprimento da corda do leme em relação à corda do estabilizador vertical. Durante o desenvolvimento do capítulo 4 assumimos estimamos esse valor em 0,3.  $V_{vt}$  é o volume de calda.

Para o estabilizador vertical, temos afilamento, então sua corda média é calculada da seguinte forma:

$$MAC = \frac{2c_r(1+\lambda+\lambda^2)}{3(1+\lambda)} \quad (A.9)$$

**Peso do estabilizador horizontal:**

$$W_{ht} = S_{ht} \cdot MAC_{ht} \left( \frac{t}{c} \right)_{\max ht} \cdot \rho_m \cdot k_{p ht} \left( \frac{AR_{ht}}{\cos \Lambda_{0,25 ht}} \right)^{0,6} \cdot \lambda_{ht}^{0,04} \cdot V_{ht}^{0,3} \left( \frac{C_r}{C_{ht}} \right)^{0,4} \cdot g \quad (A.10)$$

Assumimos o valor médio de  $k_{pht} = 0,022$ . Assim como o estabilizador vertical, assumimos  $c_r/c_{ht}$  igual a 0,3.

**Peso do trem de pouso:**

$$W_{lg} = W_{land} K_{lg} \left( \frac{h_{lg}}{b} \right) n_{land ult}^{0,2} \quad (A.11)$$

Onde  $h_{lg}$  e  $W_{land}$  correspondem ao comprimento do trem de pouso principal e ao peso da aeronave quando em operação de pouso respectivamente.

$n_{land}$  é o fator de carga durante o pouso. Segundo a norma ASTM ele corresponde a:

$$n_{land} = \frac{h+d/3}{ef \cdot d} \quad (A.12)$$

Onde ef para o nosso caso é 0,5,  $d=20\text{cm}$  que corresponde ao movimento, ou deflexão do trem de pouso mais pneus (valor estipulado). O fator h corresponde altura de queda, que deve ser no mínimo 23 cm,  $h = 1,32(MTOW/S)^{1/2}$ .

$k_{lg}$  é o fator de peso do trem de pouso para cada tipo de aeronave. Dentre os valores para aeronaves experimentais home built, adotamos  $k_{lg} = 0,5$ .

**Peso do sistema de combustível:**

Compreende mangueiras, tanque de combustível, bombas de combustível.



$$W_{fs} = K_{fs} \cdot \left( \frac{W_{fuel}}{\rho_{fuel}} \right)^{nfs} \quad (A.13)$$

Para monomotores  $K_{fs}$  igual a 2 e  $nfs$  igual a 0,667. Nesse caso o peso do combustível e a densidade do mesmo devem estar no sistema imperial de unidades.

**Peso do sistema de controle (o peso foi incluído junto ao peso da fuselagem)**

$$W_{cs} = 0,053 \cdot I_f^{1,576} \cdot b^{0,371} (n_{ult} \cdot MTOW \cdot 10^{-4})^{0,8} \quad (A.14)$$

Diferente das outras equações para estimativa de peso, que foram retiradas de Mohammad (2013), a equação A.14 foi retirada de Raymer (1992), e as unidades dessa equação devem estar no sistema imperial.

#### 4.2.8 Comparação de desempenho das configurações

**Taxa de subida:**

$$ROC = \frac{V_{cr}(F_N - D)}{W} \quad (A.15)$$

Onde  $V_{cr}$  é a velocidade de cruzeiro,  $F_N$  a tração disponível (consideramos a tração para 70 HP, 87,5 % da potência máxima do Rotax® 912),  $D$  o arrasto e  $W$  o peso da aeronave que para os cálculos do capítulo 4, foi assumido com o tanque cheio.

**Distância de decolagem:**

Foi assumido o método da aceleração média

$$S_{TO} = \frac{V_{TO}^2}{2a_m} \quad (A.16)$$

Onde  $a_m$  é a aceleração média, dada por:

$$a_m = \frac{F_{Nm} - D_m - \mu(W - L_m)}{W/g} \quad (A.17)$$

Sendo que o subscrito m indica valores médios para empuxo arrasto e sustentação, que são calculados usando uma velocidade média  $V_m = 0,707V_{TO}$ .

#### **Distância de pouso:**

$$S_{land} = \frac{W}{g\rho S(C_D - \mu C_L)} \ln\left(1 + \frac{\rho S(C_D - \mu C_L)V_{land}^2}{2(\mu W - F_N)}\right) \quad (A.18)$$

Para os cálculos do capítulo 4, o empuxo no pouso foi considerado nulo, e a velocidade de pouso foi considerada a velocidade de estol com o tanque vazio da aeronave.

#### **Alcance:**

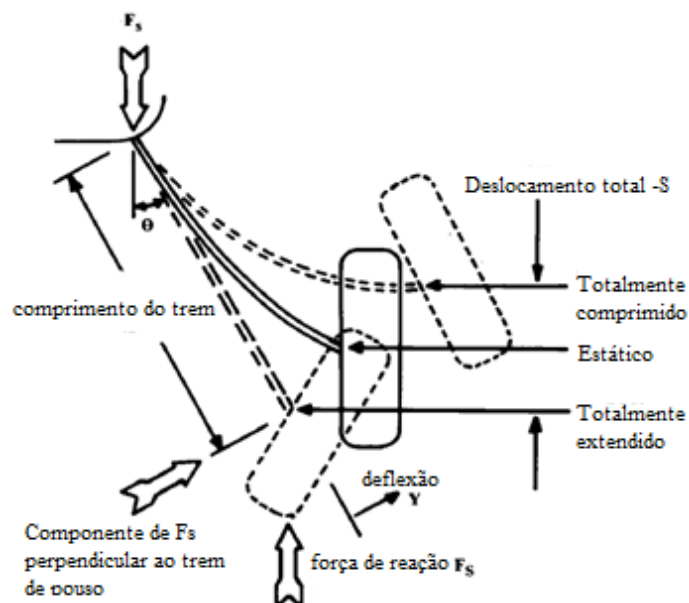
Igual a equação 5, porém reescrita para obter o alcance.

## **CAPÍTULO 5**

### **5.4.4 Trem de pouso principal**

Um esquema do funcionamento do trem de pouso é mostrado na Figura A1.

Figura A 1- Esquema de funcionamento do trem de pouso principal



Fonte: Adaptado de Raymer (1992)

A carga  $F$  pode ser calculada através da equação A.19.

$$F = F_s \cdot \sin(\theta) \quad (\text{A.19})$$

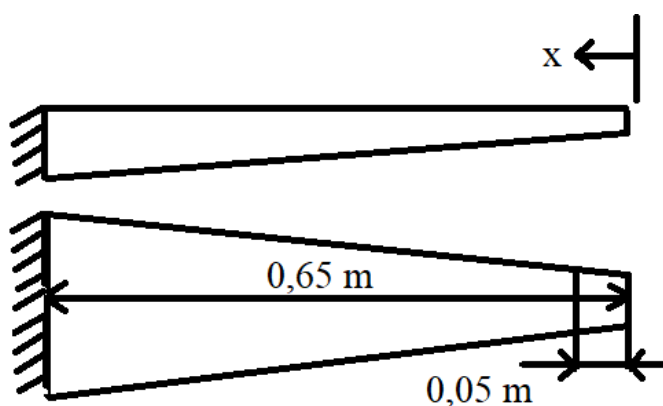
Onde  $F_s$  é o peso da aeronave multiplicado por  $n_{\text{land}}$  dividido por 2 devido às duas rodas do trem principal.

Conhecendo essa força podemos calcular tanto as tensões em algumas partes da estrutura, quanto a deflexão da mesma. Como  $n_{\text{land}}$  depende da deflexão esse é um processo iterativo que foi repetido algumas vezes até a deflexão variar menos de 3 mm.

O cálculo das tensões foi feito utilizando o critério de falha de Von Mises mostrado na equação 10. A tensão  $\sigma_x$  causada pela deflexão da viga é o fator da equação mais relevante. Além dele foi considerada a tensão de cisalhamento puro  $\tau_{xy}$  e as outras foram desprezadas pois suas ordens de grandezas eram cerca de 1000 vezes menor que a tensão de flexão.

Para chegar na geometria da Figura 27 assumimos a seção transversal como sendo retangular variável ao longo do comprimento, e calculamos as tensões em dois pontos, um no ponto  $x = 650$  mm e outro a 50 mm do início da contagem, como mostra a Figura A2.

Figura A 2– Sistema de referência para a análise do trem de pouso principal



Fonte: Autor (2018)

Assumindo o momento de inércia de área de uma seção retangular mostrado na equação A.20, encontramos que para o ponto  $x = 650$  mm,  $\sigma_x = 330$  MPa e  $\tau_{xy} = 1,9$  MPa, e para o ponto a  $x = 50$  mm,  $\sigma_x = 329$  MPa e  $\tau_{xy} = 13,3$  MPa.

$$I = \frac{w \cdot t^3}{12} \quad (\text{A.20})$$

Onde  $t$  é a espessura e  $w$  a largura da chapa.

Foi assumido um fator de segurança de 1,5 sugerido pela norma e utilizado Alumínio 7075 – T6, além do ponto de aplicação da força estar situado a 0,075 m antes da contagem inicial de  $x$ , que é o ponto onde o pneu toca solo. Esses valores foram encontrados para as dimensões mostradas na Figura 27. O valor da seção transversal no ponto 50 mm foi considerado para o ponto onde  $x = 0$  por medida de segurança, dessa forma o valor real da espessura e largura no ponto 50 mm é respectivamente 9,17 mm e 96,9 mm.

Para um comprimento  $x = 0,65$  m, as equações A.21 e A.22 mostram a espessura e largura da seção transversal em função do comprimento.

$$t(x) = 0,0086 + 0,0114x \quad (A.21)$$

$$w(x) = 0,08 + 0,338x \quad (A.22)$$

A partir dessas equações podemos encontrar uma equação que mostre a deflexão da linha neutra de uma viga e assim conseguir achar a deflexão do trem de pouso. De forma geral a deflexão  $v$  de um viga pode ser expressa através da equação A.23.

$$\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} = \frac{M}{EI} = \frac{Fx}{EI} \quad (A.23)$$

Juntando a equação A.20 a equação A.23 temos:

$$\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} = \frac{12Fx}{E(0,08+0,338x)(0,0086+0,0114x)^3} \quad (A.24)$$

Integrando a equação A.24 temos:

$$\frac{\partial v}{\partial x} = \frac{12F}{E} \left( \frac{-(1,763x+2,785) \cdot 10^6}{(x+0,754)^2} + 3,406 \cdot 10^6 \ln \left( \frac{x+0,754}{x+0,236} \right) + c1 \right) \quad (A.25)$$

Integrando novamente temos:

$$v(x) = \frac{12F}{E} \left( \frac{1455698}{x+0,754} + (805230 + 3,406 \cdot 10^6) \ln \left( \frac{x+0,754}{x+0,236} \right) + c_1x + c_2 \right) \quad (\text{A.26})$$

As integrações foram feitas com o auxílio do programa online Wolfram Alpha®.

Considerando uma viga engastada, temos que a inclinação em  $x = 0,65$  m,  $\frac{\partial v}{\partial x} \Big|_{x=0,65} = 0$  e  $v(0,65) = 0$ . Com essas condições de contorno temos que  $c_1 = 426,2 \cdot 10^3$  e  $c_2 = -2,704 \cdot 10^6$ .

Então para um peso máximo da aeronave de 385 kg (peso calculado quando fizemos a parte do trem de pouso, sendo que no final esse peso diminuiu, não afetando os cálculos) para um fator de carga  $n_j = 3,3$  dividido em duas rodas e  $\theta = 77,5^\circ$ , temos que  $F = 6100$  N. Com o módulo de elasticidade de 71 GPa, temos que a deflexão do trem de pouso em  $x = 0$  (ponta do trem de pouso), é de 0,17 m.

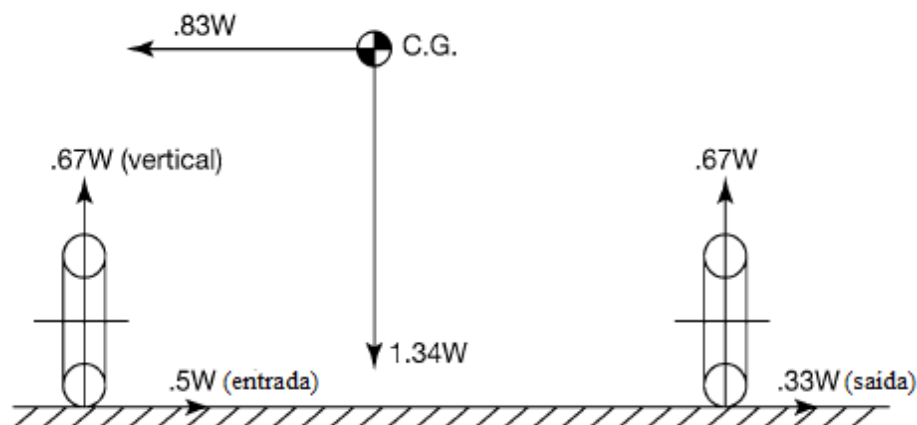
Para saber agora a deflexão total do trem de pouso, precisamos saber a deflexão dos pneus. Raymer (1992) sugere que o raio de rolagem ( $R_r$ ) do pneu seja encontrado pela equação A.27, onde  $P$  é a pressão do pneu. Se usarmos essa equação substituindo o peso estático  $W_{\text{wheel}}$  pela força  $F$  de pouso, temos que a deflexão do pneu é será de 55,4 mm para uma pressão de 45 psi, cerca de 62% de sua espessura. Como observação, a equação A.27 deve ser usada no sistema imperial de unidades.

$$W_{\text{wheel}} = P(2,3\sqrt{t_{\text{tire}}d_{\text{tire}}}(d_{\text{tire}}/2 - R_r) \quad (\text{A.27})$$

Fazendo isso, temos que a deflexão total do trem de pouso mais a deflexão do pneu para um pouso com peso máximo é de 225,4 mm. Usando a equação A.12 temos que  $n_{\text{land}} = 3,35$ , muito próximo dos 3,33 exigido pela norma para que o fator de carga  $n$  do envelope de voo não seja aumentado. Então com essa configuração do trem de pouso principal conseguimos cumprir os requisitos desejados.

Para completar a análise fizemos uma estimativa para ver se o trem de pouso corre o risco de flambar, uma vez que temos cargas axiais de compressão atuando no mesmo. A norma ASTM F2245 sugere que o carregamento axial lateral na aeronave seja distribuído como mostra a Figura A3.

Figura A 3– Cargas laterais no trem de pouso



Fonte: Adaptado de ASTM (2007)

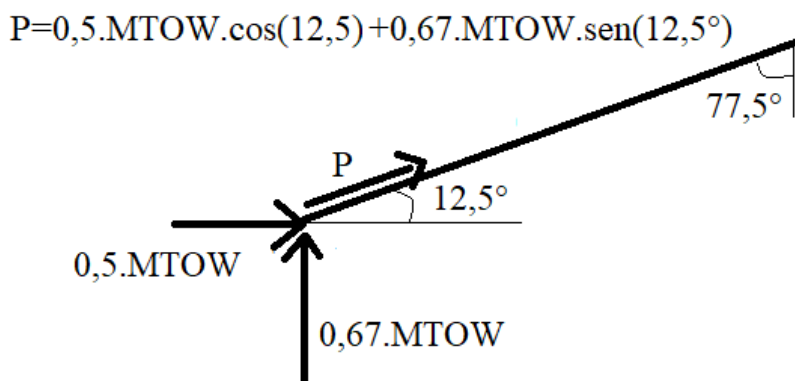
Uma análise de flambagem de uma viga com espessura e largura variável é um tanto complexa e demorada. Então decidimos antes fazer uma análise simplificada da estrutura. Escolhemos a menor seção transversal em toda a viga (0,0086 x 0,08 m) e fizemos os cálculos para flambagem como se nosso trem de pouso tivesse essa seção transversal constante. Se essa estrutura não flambar para esse caso que é onde temos o menor momento de inércia, logicamente a estrutura real também não irá flambar.

Para uma coluna com seção transversal constante, a carga crítica para flambagem é dada pela equação A.28.

$$P_{cr} = \frac{\pi^2 EI}{(kl)^2} \quad (A.28)$$

Onde  $l = 0,65$  m e  $k$  corresponde a 0,7 se considerarmos que uma das extremidades está engastada (conexão com a fuselagem), e a outra pinada (contato do pneu com o solo). Dessa forma  $P_{cr} = 14494$  N. A força axial é mostrada na Figura A4, e corresponde a 2409 N, ou seja essa estrutura está longe de flambar.

Figura A 4– Cargas laterais no trem de pouso principal



Fonte: Autor (2018)

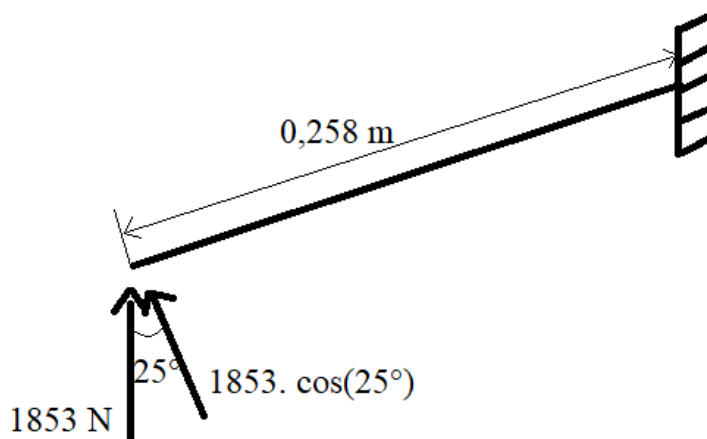
#### 5.4.5 Trem de pouso dianteiro

Segunda a norma a carga no vertical no trem de pouso dianteiro deve ser 2,25 vezes o carregamento estático na roda. Como o carregamento no trem de pouso dianteiro corresponde a 21,8 % do peso máximo de decolagem, a força vertical no mesmo é de 1853 N.

Para dimensionar a haste fizemos exatamente o mesmo procedimento mostrado para o trem de pouso principal. A diferença é que adotamos um eixo maciço circular com seção transversal constante, também de alumínio 7075 - T6.

Com isso obtivemos um diâmetro do cilindro de 24 mm, onde em seu comprimento máximo (258 mm de distância da aplicação da força) as tensões máximas são de  $\sigma_x = 319$  MPa e  $\tau_{xy} = 9,9$  MPa. O modelo para esses cálculos é mostrado na Figura A5.

Figura A 5– Carga na haste do trem de pouso dianteiro



Fonte: Autor (2018)

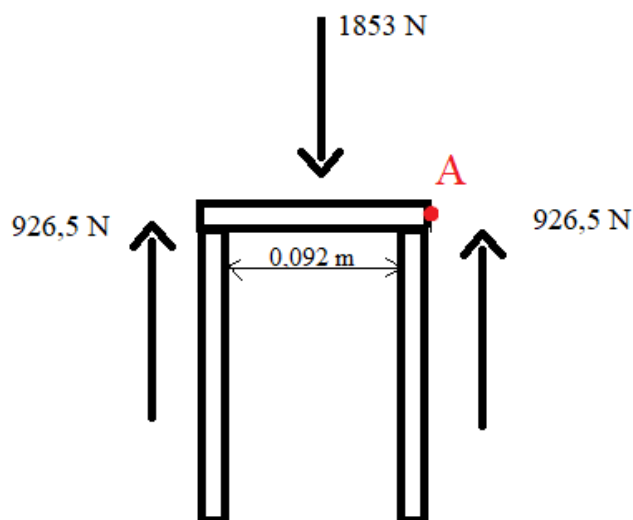
Para o cálculo da deflexão partimos da equação A.23 e fazendo o mesmo procedimento feito no item 5.4.4 chegamos na equação A.29 para a deflexão máxima.

$$v_{max} = \frac{FL^3}{3EI} \quad (A.29)$$

Dessa forma a deflexão máxima é de 8,3 mm. A norma não impõe maiores restrições para o trem de pouso dianteiro, então a única preocupação é ver se a deflexão não é muito grande a ponto de bater na fuselagem, fato que claramente não ocorre, basta observar uma vista lateral completa da aeronave.

Para o dimensionamento do suporte temos que nos preocupar basicamente com a flambagem das abas laterais, com a deflexão da chapa superior para a mesma não encostar no pneu e logicamente com as tensões nos pontos críticos. A Figura A6 ilustra o carregamento.

Figura A 6 – Carregamento no suporte do trem de pouso dianteiro



Fonte: Autor (2018)

Decidimos fazer todo o suporte com a mesma largura e espessura. Com isso usamos o critério de falha de Von Misses da mesma forma que fizemos até então para encontrar que os valores da espessura e largura são respectivamente 5 e 70 mm. Esses valores garantem que no ponto A a estrutura agüente às tensões  $\sigma_x = 292,24$  MPa e  $\tau_{xy} = 4$  MPa com um coeficiente de segurança de 1,5. O material utilizado é mesmo utilizado no trem de pouso principal e na haste.



Com relação à deflexão da chapa superior temos que a variação do momento com relação ao comprimento pode ser expresso pela equação A.30, considerando as duas extremidades engastadas.

$$M(x) = 926,5x \quad (A.30)$$

Substituindo na equação A.23 e desenvolvendo-a, temos que a deflexão na chapa até metade de seu comprimento pode ser expressa pela equação A.31.

$$v(x) = \frac{926,5x^3}{6EI} - \frac{0,98x}{EI} \quad (A.31)$$

Temos que a deflexão máxima ocorre na metade do comprimento da chapa, e para esse ponto  $v = 0,6$  mm, ou seja não interfere no funcionamento do trem de pouso.

Com relação à flambagem, se aplicarmos a equação A.28 a uma das abas do suporte veremos que  $P_{cr} = 38,7$  kN, muito maior que os 926,5 N de força aplicada na estrutura, então não temos problema com esse fator.

### 5.6.1 Variação da potência com a altitude de voo

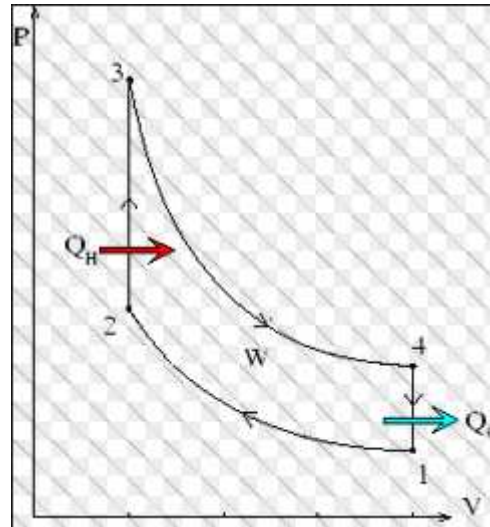
Os dados fornecidos pelo fabricante relacionados ao desempenho do motor estão relacionados às condições de operação no nível do mar. Conforme aumentamos a altura de voo, a pressão e temperatura atmosférica diminuem, diminuindo também a potência do motor.

Usando valores geométricos do motor disponibilizados pelo fabricante podemos ter uma noção dessa perda de potência, e consequentemente ter resultados mais precisos de voo.

Basicamente temos que fazer a análise do ciclo termodinâmico do motor, achar o rendimento mecânico para uma determinada rotação do motor com dados fornecido pelo fabricante ao nível do mar, e com esse valor encontrar a potência para essa rotação para diferentes condições atmosféricas.

Inicialmente temos que definir o trabalho do ciclo do motor.

Figura A 7- Diagrama P-V ciclo Otto



Fonte: McGovern (2004)

Com base no ciclo Otto acima, temos que a potência líquida do ciclo pode ser dada por:

$$W_{liq} = W_{12} + W_{23} + W_{34} + W_{41} \quad (A.32)$$

Onde  $W_{23}$ , e  $W_{41}$  são partes do ciclo com volume constante, portanto correspondem a um trabalho igual a zero.

Realizando a integração da área da curva chegamos que:

$$W_{liq} = \frac{P_2 V_2 - P_1 V_1}{1-\gamma} + \frac{P_4 V_4 - P_3 V_3}{1-\gamma} \quad (A.33)$$

$V_1/V_2 = V_4/V_3 = 9,1$ , que é a taxa de compressão fornecida pelo fabricante, e  $V_2 - V_3$  corresponde ao volume percorrido pelo pistão durante sua operação. Essa distância que o pistão percorre chamamos de stroke ( $S=61$  mm segundo o fabricante).  $V_3$  corresponde ao “volume vazio” do pistão, e a altura desse “volume vazio” do pistão chamamos de  $Sc$ . Na equação A.33,  $\gamma$  é a razão entre os calores específicos.

Tendo essas relações e o diâmetro do pistão, podemos comparar os volumes com as distâncias percorridas pelo pistão ( $S$ ), e a altura do “volume vazio” ( $Sc$ ):

$$\frac{S+Sc}{Sc} \text{ equivale a } \frac{V_1}{V_2} = 9,1 \quad (A.34)$$

Com isso, encontramos que  $Sc=7,53.10^{-3}$  m, e com essas medidas, aliado ao diâmetro do pistão (79,5 mm), temos que:

$$V_1=V_4=3,363.10^{-4} \text{ m}^3;$$

$$V_2=V_3=3,33.10^{-5}\text{m}^3;$$

Com base na equação A.32 falta acharmos as pressões.

$P_1$ = pressão atmosférica

Como o processo 1, 2 é um processo isentrópico, podemos usar relações isentrópicas de volume e pressão para achar  $P_2$ .

$$\frac{P_2}{P_1} = \left(\frac{V_1}{V_2}\right)^\gamma \quad (\text{A.35})$$

Na região 2,3 temos adição de calor pela combustão. Aplicado a primeira lei nessa região temos que:

$$Q= m_f PCI=(m_{ar}+m_f)cv(T_3-T_2) \quad (\text{A.36})$$

A relação ar combustível (gasolina) estequiométrica corresponde a cerca de 15,1.

$$PCI=(AFR+1)cv(T_3-T_2) \quad (\text{A.37})$$

Onde PCI é o poder calorífico inferior e corresponde a 43,1 MJ/kg para a gasolina.

Encontrando  $T_2$  através de relações isentrópicas, a exemplo da equação A.35, com relação ao ponto 1, podemos achar  $T_2$

Usando a equação A.37, podemos achar  $T_3$ .

Como  $V_3=V_2$ , podemos usar a relação de gás ideal para um volume constante para encontrar  $P_3$ :

$$T_3/P_3=T_2/P_2 \quad (\text{A.38})$$

Como o processo 3, 4 é um processo isentrópico, podemos usar relações isentrópicas de volume e pressão descrita na equação 45 aplicada ao processo 3,4 para achar  $P_4$

Substituindo os valores de pressão e volume na equação A.33, temos o trabalho líquido realizado pelo ciclo  $W_{liq}$ .

Com esse valor é possível encontrar os valores de potência de eixo, potência interna e rendimento mecânico, para diferentes rotações.

A potência interna para um motor quatro tempos como o nosso é:

$$W_i = (n/120) \cdot N \cdot W_{liq} \quad [W] \quad (A.39)$$

Onde  $n$  é a rotação em rpm e  $N$  é o número de cilindros do motor, que no nosso caso é 4.

A potência de eixo é dada por:

$$W_b = \eta_{mec} \cdot W_i \quad [W] \quad (A.40)$$

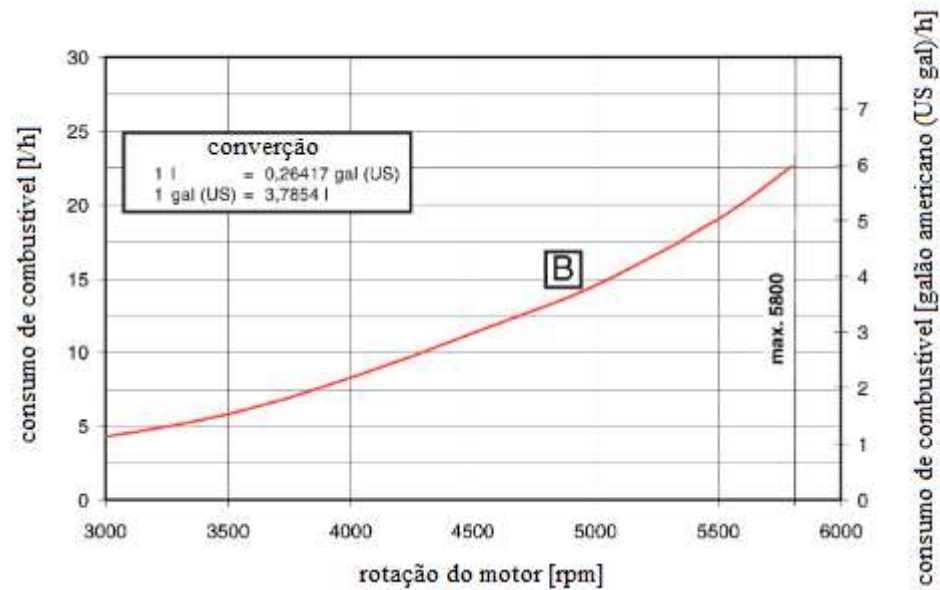
Inicialmente temos a potência de eixo máxima nas condições ao nível do mar a 5800 rpm dados pelo fabricante. Esse valor corresponde a 80 HP. Com isso podemos calcular o rendimento mecânico do nosso motor que corresponde a  $\eta_{mec}=0,6622$  a potência máxima. Para outros valores de rotações, a ideia é a mesma.

Tendo os valores do rendimento mecânico para cada rotação, e a potência interna para diferentes pressões e temperaturas atmosféricas, podemos calcular a potência de eixo para diferentes altitudes a diferentes rotações do motor. Os resultados são mostrados na Figura 41.

Por simplicidade foi adotado que as razões entre calores específicos ( $\gamma$ ) é de 1,33.

Na Figura A 20 é mostrado o consumo de combustível versus a rotação do motor Rotax 912 A.

Figura A 8– Consumo de combustível versus rotação do motor



Fonte: Adaptado de Rotax (2018)

### 5.7.1 Ailerons

Os ailerons são projetados afim de obtermos uma determinada taxa de rolagem  $P$ . Essa taxa é obtida através da equação A.41.

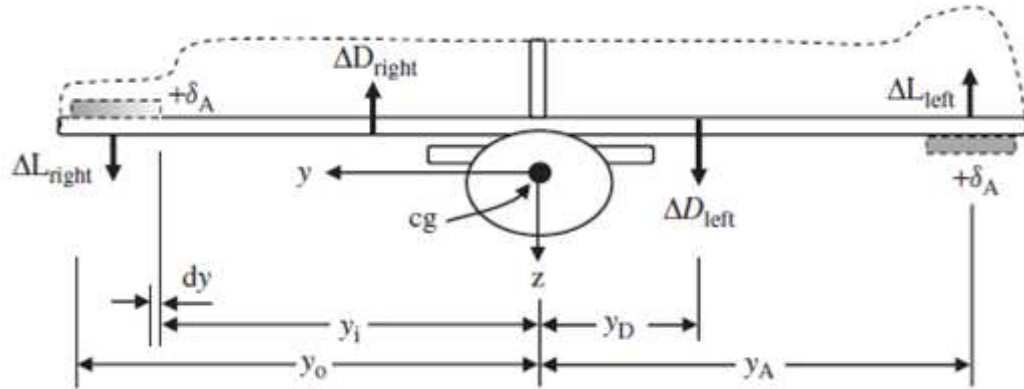
$$\frac{dP}{dt} = \frac{\sum M_{CG}}{I_{xx}} \quad (A.41)$$

Onde o somatório de momentos é dado pela equação A.42.

$$\sum M_{CG} = 2\Delta L \cdot y_A - \Delta D \cdot y_D \quad (A.42)$$

$\Delta L$  é a variação de sustentação causada pela deflexão do aileron,  $\Delta D$  é a variação do arrasto da aeronave no movimento de rolagem e  $y_A$  e  $y_D$  são mostrados na Figura A9. Segundo Mohammad (2013),  $y_D$  corresponde a 40% da semi envergadura. O fator 2 que aparece na equação leva em conta os dois ailerons do avião.

Figura A 9- Nomenclatura utilizada para as distâncias ao longo da asa



Fonte: Mohammad (2013)

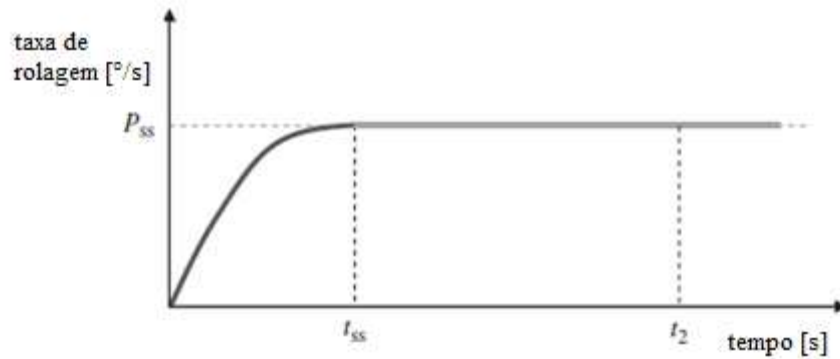
Como  $P$  é a variação do ângulo de rolagem sobre a variação do tempo, pode-se desenvolver a equação A.41 para obtermos a equação que descreve o ângulo de rolagem da aeronave até o valor de  $P$  se tornar constante.

$$\phi_1 = \frac{I_{xx} \ln(P_{ss}^2)}{\rho \cdot y D^3 \cdot (S_w + S_{HT} + S_{VT}) \cdot C_{DR}} \quad (A.43)$$

Onde  $C_{DR}$  é o coeficiente de arrasto de rolagem da aeronave, cujo valor médio segundo Mohammad (2013) é de 0,95.  $P_{ss}$  é a taxa de rolagem quando a mesma deixa de ser transiente e passa a ser constante e é dada pela equação A.44. Isso ocorre pois temos um movimento que parte do repouso e é acelerado até o ponto onde essa aceleração angular se torna nula e  $P$  passa a ser constante, como mostra a Figura A10.

$$P_{ss} = \sqrt{\frac{2M_A}{\rho \cdot y D^3 \cdot (S_w + S_{HT} + S_{VT}) \cdot C_{DR}}} \quad (A.44)$$

Figura A 10– Taxa de rolagem em função do tempo



Fonte: Adaptado de Mohammad (2013)

O ângulo  $\phi_1$  que corresponde ao tempo  $t_{ss}$  da Figura A10 dificilmente é alcançado por aeronaves comuns, uma vez que seu valor é em geral, muito maior que o ângulo desejado. Então o tempo necessário para alcançar o ângulo de rolagem desejado na maioria das vezes ocorre quando a taxa de rolagem está ainda no período transiente. Para esses casos o tempo de rolagem para se chegar no ângulo de rolagem desejado é dado pela equação A.45.

$$t_2 = \sqrt{\frac{2\phi_{\text{desejado}}}{\dot{P}}} \quad (\text{A.45})$$

Onde  $\dot{P}$  é dado pela equação A.46.

$$\dot{P} = \frac{P_{ss}^2}{2\phi_1} \quad (\text{A.46})$$

Na equação A.44,  $M_A$  corresponde ao momento gerado pelos ailerons e é dado pela equação A.47.

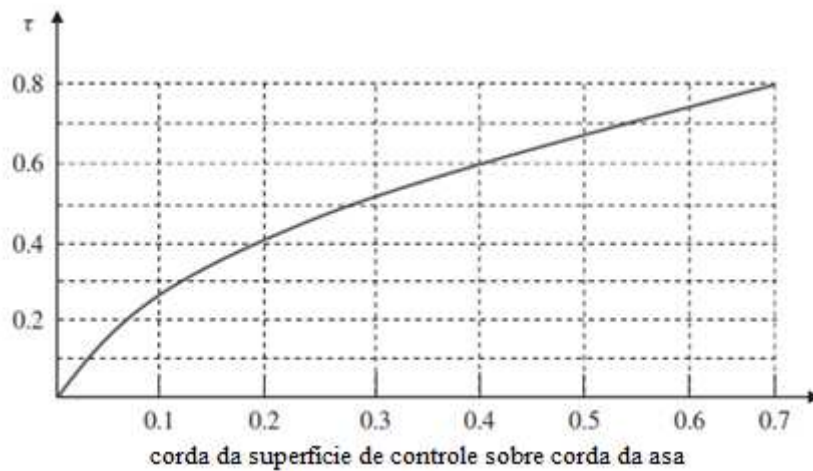
$$M_A = \frac{1}{2} \rho V^2 S b C_{l\delta A} \delta_A \quad (\text{A.47})$$

Sendo  $\delta_A$  a deflexão do aileron e  $C_{l\delta A}$  o coeficiente de sustentação causado pela deflexão do aileron que é dado pela equação A.48

$$C_{1\delta A} = \frac{C_{L\alpha \text{ wing}} \tau_{MAC} (y_o^2 - y_i^2)}{Sb} \quad (A.48)$$

Na equação A.48, o coeficiente  $\tau$  é a efetividade do aileron, que depende da relação da corda do aileron pela corda da asa, e é dado pela Figura A11. Esse gráfico, segundo Mohammad (2013), serve para qualquer outra superfície de controle.

Figura A 11– Efetividade do aileron



Fonte: Adaptado de Mohammad (2013)

Para o nosso caso, segundo o documento MIL-F-8785, precisamos que  $t_2$  seja menor que 1,3 para as condições descritas no texto principal.

Adotamos uma semi envergadura do aileron (comprimento de cada aileron) de 0,9 m, e uma relação de corda do aileron sobre corda da asa de 0,2. Nossa corda da asa é de 0,92 m, então a corda do aileron é de 0,184 m, que gera  $\tau=0,4$ ,  $y_o=3,7$  m e  $y_i=2,8$  m.  $C_{L\alpha \text{ wing}}=4,6$  1/rad e foi obtido através do XFLR5. As deflexões máximas do aileron foram definidas em  $\pm 15^\circ$ .

Com isso  $M_A=1435$  Nm,  $P_{ss}=7,69$  rad/s e  $\phi_1=1021^\circ$ . Como o ângulo desejado é de  $30^\circ$ , o alcançaremos na condição transiente, então o tempo para chegar no ângulo desejado pode ser obtido através da equação A.45 e seu valor equivale a 0,8 segundos, que é menor que o tempo máximo de 1,3 sugerido.

### 5.7.2 Profundor

Com os dados da Figura 46, temos que as três equações que regem o movimento da aeronave no momento da rolagem são mostradas nas equações A.49, A.50, A.51.



$$\sum F_x = T - D - F_f = m \cdot a \quad (A.49)$$

$$\sum F_y = L_{wf} - L_h + N = W \quad (A.50)$$

$$\sum M_{\text{trem de pouso}} = -M_w + M_D - M_T + M_{Lwf} + M_{acwf} + M_{Lh} + M_a = I_{yy} \frac{d^2\theta}{dt^2} \quad (A.51)$$

Onde  $F_f$  é a força de atrito entre os pneus e solo,  $a$  a aceleração linear da aeronave,  $L_{wf}$  e  $L_h$  as sustentações da asa e fuselagem juntas e do estabilizador horizontal respectivamente,  $N$  a força normal e  $M$  os momentos realizados por cada força descrito pelos sub índices, onde  $acwf$  é o momento em torno do centro aerodinâmico da asa e fuselagem. O valor do coeficiente de momento em torno do centro aerodinâmico,  $C_{m_{acwf}}$  foi obtido retirando o estabilizador horizontal da aeronave e fazendo uma simulação no software XFLR5 alocando o “CG”, ou ponto onde o momento é calculado, no centro aerodinâmico. Todos os outros coeficientes aerodinâmicos necessários para achar as forças das equações A.49, A.50 e A.51 também foram obtidos por simulações feitas no XFLR5, usando a velocidade de estol e um ângulo de ataque de  $13^\circ$ , que seria o ângulo de uma possível decolagem.

Na equação A.51,  $\frac{d^2\theta}{dt^2}$  é a aceleração angular da aeronave. Segundo Mohammad (2013), para aeronaves da aviação geral esse valor varia entre 8 a  $10^\circ/s^2$ , então assumimos o valor médio de  $9^\circ/s^2$  ou  $0,157 \text{ rad/s}^2$ .

Todas as formulações necessárias para obter os termos das três equações que regem o movimento da aeronave na decolagem podem ser encontradas em Mohammad (2013), e não serão mostradas aqui pois são equações já mostradas aqui ou formulações simples baseadas na segunda Lei de Newton. A única formulação que merece mais atenção é a relacionada ao coeficiente de sustentação do estabilizador horizontal, que é definido pela equação A.52.

$$C_{Lh} = \frac{2L_h}{\rho V^2 S_h} = C_{L\alpha h}(\alpha_h + \tau \cdot \delta_e) \quad (A.52)$$

Basicamente encontramos  $L_h$  através das equações A.49, A.50 e A.51, e depois achamos a relação  $\tau \cdot \delta_e$  onde  $\tau$  pode ser encontrado na Figura A11.

A sustentação necessária no estabilizador horizontal é de  $-333$  N. Isso retorna um valor de  $C_{Lh} = -0,564$ . O valor de  $C_{L\alpha h}$  é de  $3,6$  1/rad e foi obtido por simulação no XFRL5. O valor do ângulo de ataque do estabilizador horizontal pode ser obtido pela equação A.53, onde  $\xi$  é o valor do *downwash* da asa, e pode ser obtido pela equação A.54 para o procedimento de decolagem, segundo Mohammad (2013).

$$\alpha_h = \alpha + i_{ht} - \xi \quad (A.53)$$

$$\xi = \frac{2C_{Lto}}{\pi eAR} + \frac{2C_{L\alpha w} \cdot i_w}{\pi eAR} \quad (A.54)$$

Sendo  $C_{Lto}$  o coeficiente de sustentação na decolagem que equivale a  $1,27$ . Com isso obtemos que  $\tau \cdot \delta_e$  deve ser de  $-0,26$ . Então decidimos que a deflexão do profundor deve ser de  $-0,57$  rad, cerca de  $-33^\circ$ , para uma relação de corda do profundor por corda do estabilizador horizontal de  $0,25$  que retorna  $\tau = 0,46$ . Haveria inúmeras combinações de  $\tau \cdot \delta_e$  possíveis para satisfazer nossa necessidade, mas optamos por uma onde a deflexão não fosse excessivamente grande e principalmente que a relação corda do profundor por corda do estabilizador horizontal fosse a menor possível, pois a mesma influencia no peso do estabilizador.

Reforçando que as análises foram feitas para o peso máximo de decolagem, onde  $XGC = 1,671$  e  $ZCG = 1,036$ .

### 5.7.3 Leme

Para realizar o somatório de momentos explicado no texto, tomamos como base a Figura 49 e as equações A.55 e A.56. Nessas equações vemos que  $N_A$  e  $F_{Ay}$  correspondem ao momento restaurador e a força lateral em y como um todo, já contabilizando a força de sustentação do estabilizador vertical. A força lateral  $F_w$  pode ser expressa pela equação A.57 e corresponde a força que a rajada causa na aeronave. O termo  $S_s$  corresponde a área lateral que vale  $3,7$  m<sup>2</sup>, obtida pelo AutoCad®, e  $C_{Dy}$  é o coeficiente de arrasto lateral da aeronave, obtido com o valor de  $1,23$  através do XFLR5.

$$\sum F_y = F_w = F_{Ay} \quad (A.55)$$

$$\sum N_{cg} = N_A - F_w \cdot dc \cdot \cos\sigma \quad (A.56)$$

$$F_W = 0,5 \cdot \rho \cdot V_W^2 \cdot S_s \cdot C_{Dy} \quad (A.57)$$

O Termo  $dc$  corresponde à distância entre o centroide da área lateral e do CG do avião. Seu valor corresponde a 0,47 m e também foi obtido com o auxílio do AutoCad®. Desenvolvendo as equações A.55 e A.56, chegamos nas equações A.58 e A.59, onde temos duas variáveis desconhecidas, o ângulo entre a aeronave e a direção da pista de pouso ( $\sigma$ ) e a deflexão do leme ( $\delta_R$ ). Nelas são mostradas algumas derivadas de estabilidade e controle, sendo que algumas foram obtidas através do XFLR5 e outras calculadas. Caso o leitor tenha interesse pode encontrar formulações para todas elas na referência Mohammad (2013).

$$Q \cdot S \cdot b \cdot (C_{n\beta}(\beta - \sigma) + C_{n\delta_R} \cdot \delta_R) - F_W \cdot dc \cdot \cos \sigma = 0 \quad (A.58)$$

$$Q \cdot S \cdot (C_{y\beta}(\beta - \sigma) + C_{y\delta_R} \cdot \delta_R) = F_W \quad (A.59)$$

Onde  $Q$  é a pressão dinâmica para a velocidade incidente na aeronave ( $V_T$ ). Com base em todos os valores descritos anteriormente e também com as informações do texto principal, chegamos que, para a relação entre corda do leme sobre corda do estabilizador vertical igual a 0,3, a deflexão do leme necessária para manter o voo trimado lateralmente é de  $29^\circ$ . Porém como descrito no texto principal, adotamos uma deflexão de  $33^\circ$  devido aos resultados da simulação no XFLR5 na qual foram incluídos os efeitos das outras superfícies de controle.

Para a recuperação do spin, Mohammad (2013) sugere que o momento necessário para essa recuperação pode ser calculado com base nos momentos e produto de inércia da aeronave, como mostra a equação A.60.

$$N_{SR} = R_{SR} \left( \frac{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2}{I_{xx}} \right) \quad (A.60)$$

Onde  $R_{SR}$  é a razão entre a taxa de rotação da aeronave em spin e o tempo que a mesma tem para se recuperar. O tempo é imposto pela norma com o valor de 3 segundos. Já a taxa de rotação varia, segundo Mohammad (2013) de 120 a 240 °/s. Assumiremos a pior hipótese, ou seja a maior rotação de 240 °/s. Dessa forma  $R_{SR} = 1,396$  rad/s. Como o valor do ângulo  $\alpha$  mostrado na Figura 52 é relativamente alto, temos que transformar os momentos de inércia que

encontramos no OpenVSP que equivalem a um voo horizontal, para o sistema de referência adequado, como mostra a equação A.61.

$$\begin{bmatrix} I_{xx} \\ I_{zz} \\ I_{xz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos^2\alpha & \sin^2\alpha & -\sin 2\alpha \\ \sin^2\alpha & \cos^2\alpha & \sin 2\alpha \\ 1/2\sin 2\alpha & -1/2\sin 2\alpha & \cos 2\alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} I_{xx} \\ I_{zz} \\ I_{xz} \end{bmatrix}_{\text{OpenVSP}} \quad (\text{A.61})$$

Segundo Mohammad (2013), o valor de  $\alpha$  varia de 30 a 60°. Como não sabemos seu valor exato, adotaremos o valor médio de 45°. Assumimos a posição mais atrás do CG novamente, e com isso retiramos o valor de  $I_{xx} = 193 \text{ kg.m}^2$ ,  $I_{zz} = 311 \text{ kg.m}^2$ ,  $I_{xz} = 16,5 \text{ kg.m}^2$  do Open VSP. Substituindo os valores na equação A.61, temos que os momentos de inércia que serão usados na equação A.60 são  $I_{xx} = 235,5 \text{ kg.m}^2$ ,  $I_{zz} = 268,5 \text{ kg.m}^2$ ,  $I_{xz} = -59 \text{ kg.m}^2$ .

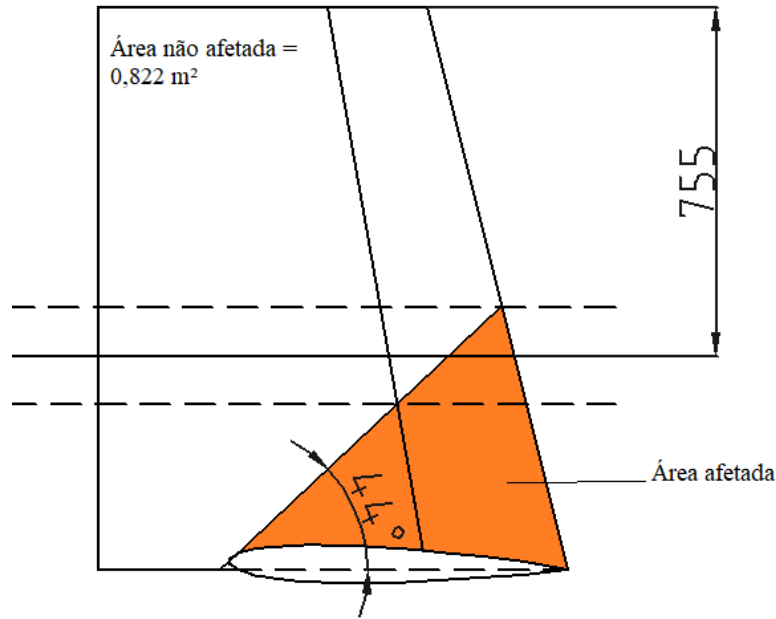
Fazendo isso temos que  $N_{SR} = 354,2 \text{ N.m}$ . A equação A.62 mostra o momento necessário para recuperação do spin com base em características da empenagem vertical, e seu valor deve ser igualado ao valor encontrado através da equação A.60.

$$N_{SR} = 0,5 \cdot \rho \cdot V_{\text{stall}}^2 \cdot S \cdot b \cdot C_{n\delta R} \cdot \delta_R \quad (\text{A.62})$$

$$C_{n\delta R} = -C_{L\alpha V} \cdot V_{VT \text{ ef}} \cdot \eta_{VT} \cdot \tau_R \cdot b_{\text{Ref}} / b_{VT} \quad (\text{A.63})$$

Na equação A.63,  $C_{L\alpha V}$  é o coeficiente angular da curva de sustentação do estabilizador vertical e vale  $4 \text{ 1/rad}$ , valor retirado do XFLR5,  $V_{VT \text{ ef}}$  corresponde ao volume de calda mostrado na equação 9, mas avaliado para a área do estabilizador vertical não afetado pelos vórtices do estabilizador horizontal, como mostra a Figura A12. O valor dessa área é de  $0,822 \text{ m}^2$ .  $\eta_{VT}$  é a relação entre os quadrados da velocidade incidindo no estabilizador e a velocidade de voo. Assumimos que essas velocidades são iguais.  $\tau_R = 0,52$  de acordo com a Figura A.11 para a relação corda do leme sobre corda do estabilizador vertical igual a 0,3. A envergadura efetiva do leme é aquela que não é atingida pelas esteiras do estabilizador horizontal e vale  $0,755 \text{ m}$  de acordo com a Figura A12.

Figura A 12– Efeitos do estabilizador horizontal no leme durante o spin



Fonte: Autor (2018)

Como citado no texto, para um voo ao nível do mar,  $\delta_R = -27^\circ$ , e para um voo a 1500 m de altitude,  $\delta_R = -31^\circ$ .

## CAPÍTULO 6

### 6.2 Resultados finais do desempenho e comparação com aeronaves da mesma categoria

Como dito no item 6.2 apresentaremos aqui apenas as hipóteses assumidas para os cálculos de desempenho uma vez que as equações necessárias já foram utilizadas anteriormente. A exceção é o cálculo da distância de pouso que inclui agora a energia dissipada pelos freios.

Para encontrarmos a distância de pouso basta que façamos uma análise das energias atuando na aeronave durante o pouso. Com isso temos a energia cinética da aeronave no início do procedimento, a energia dissipada pelos freios e o produto das forças atuantes vezes o deslocamento da aeronave, como mostra a equação A.64.

$$\frac{mV_{\text{land}}^2}{2} = e_{\text{brake}} + \int_0^{S_L} (-F_N + D + \mu(W - L)) dS \quad (\text{A.64})$$

Iremos assumir que o motor estará desligado durante o pouso ( $F_N = 0$ ), que a aeronave pousará com o peso máximo de decolagem ( $m = MTOW = 368,3 \text{ kg}$ ) ao nível do mar e que tanto o coeficiente de sustentação quanto de arrasto são constantes durante o pouso. Para isso assumimos que o ângulo de ataque permanece o mesmo, então a contagem da distância ocorre a partir do momento que temos as três rodas do avião tocando o solo ( $\alpha = 0$ ). Rearranjando a equação A.64, temos que a distância de pouso pode ser dada pela equação A.65.

$$S_L = \frac{\frac{mv_{\text{land}}^2}{2} e_{\text{brake}}}{0,5\rho V_{\text{land}}^2 S(C_D - \mu C_L) + \mu mg} \quad (\text{A.65})$$

A velocidade de pouso é definida pela norma ASTM como 1,3 vezes a velocidade de estol. Assumimos também um pouso na grama ( $\mu = 0,1$ ) e os valores de  $C_L$  e  $C_D$  são respectivamente 0,31 e 0,0512.

A energia cinética no início do pouso corresponde a 165735 J. A energia máxima absorvida por cada freio é de 97804 J, segundo o fabricante. Ou seja, nosso freio é mais “potente” do que precisamos. Assumindo isso e também o fato que normalmente não se utiliza os freios ao máximo durante toda a distância de pouso, assumimos que serão utilizados 60 % da energia dos freios ( $e_{\text{brake}}$ ). Com isso temos que a distância de pouso é de 109 m.

No procedimento de subida utilizamos a equação A.15 para uma subida ao nível do mar ( $ROC = 8,12 \text{ m/s}$ ) e a 3000 m ( $ROC = 5,56 \text{ m/s}$ ), onde as potências de eixo são respectivamente 78 e 57 HP para uma rotação de 5500 rpm, rotação essa que nos dá a máxima potência contínua do motor. Assumimos então que nossa taxa de subida é uma média dos valores encontrados, ou seja, 6,84 m/s. A velocidade do escoamento foi assumida como sendo de 40 m/s e a eficiência da hélice de 0,7, considerando que há uma perda de eficiência devido ao ângulo de ataque. O consumo nessa rotação é de 18 l/h, então durante esse trajeto consumimos 1,577 kg de combustível.

Para o procedimento de descida utilizamos a mesma equação para a subida, porém considerando que o arrasto deve ser maior que a tração. Assumimos que queremos descer a 5 m/s. Dessa forma as potências necessárias ao nível do mar e a 3000m são de 20 e 16,4 HP respectivamente. Novamente assumimos uma velocidade de escoamento de 40 m/s. O consumo de combustível nessa fase foi de 0,49 kg.

As hipóteses para o voo de cruzeiro foram as mesmas assumidas no capítulo 4, porém para um voo a 3000 m. Com 16 kg de combustível gastos nessa fase do voo, conseguimos percorrer uma distância de 524 km.

No loiter assumimos as mesmas hipóteses do capítulo 3, porém com valores atualizados. Para um voo a 32,4 m/s, 1,4 vezes a velocidade de estol, temos uma eficiência da hélice de 0,72. Em um loiter de 30 minutos, consumimos 1,51 kg de combustível.

Tanto o procedimento de decolagem quanto o de arremetida foram assumidos da mesma forma, utilizando as equações A.16, A.17 e A.18. Assumimos um valor médio da eficiência da hélice de 0,5. A distância de decolagem encontrada foi de 95 m ao nível do mar para potência máxima de 80 HP. A velocidade média da decolagem é de 19,83 m/s, o que nos permitiu calcular que gastamos 0,0223 kg de combustível nesse procedimento.

Para completar a missão tínhamos um voo extra para encontrar um aeroporto alternativo. As hipóteses assumidas foram as mesmas para o voo de cruzeiro, porém ao nível do mar. Nessa fase consumimos 2,6 kg de combustível e voamos por 30 minutos uma distância de 90 km.

Em todas as fases de voo o peso da aeronave foi sendo corrigido conforme o combustível era gasto.

Outro parâmetro que é encontrado nas fichas técnicas das aeronaves é o teto de serviço, o qual se caracteriza pela altitude máxima em que a aeronave consegue subir a uma taxa de 0,5 m/s. Utilizando a equação A.5 e o procedimento para encontrar a potência em uma determinada altitude descrita no item 5.6.1, encontramos que o teto de serviço é de cerca de 5000 m, onde a potência máxima contínua do motor (5500rpm) é de 46,8 HP.

### 6.3 Diagrama V – n

Para um envelope com rajada, a norma ASTM F2245 sugere que o fator de carga seja o valor encontrado através das equações A.66, A.67 e A.68. Para uma velocidade  $V=V_{cr}$  a rajada deve ser de  $U_g = 15$  m/s e para a velocidade de mergulho ( $V_{dive} = 1,4V_{cr}$ ) a rajada deve ser de  $U_g = 7,5$  m/s.

$$n_{gust} = 1 + \frac{0,5\rho V C_L \alpha K_g U_g}{MTOW/S} \quad (A.66)$$

$$K_g = \frac{0,88\mu_g}{5,3 + \mu_g} \quad (A.67)$$

$$\mu_g = \frac{2.MTOW}{MAC\rho C_{L\alpha}Sg} \quad (A.68)$$

Segundo essa mesma norma, a velocidade de manobra ( $V_A$ ) corresponde a velocidade de estol vezes a raiz quadrada do fator de carga positivo ( $n=+4$ ).

Com isso, fator de carga para rajada em cruzeiro corresponde a 3,56 e para a velocidade de mergulho 2,7. O diagrama V-n é mostrado na Figura 58.



## APÊNDICE B – Dados da estabilidade da aeronave

Neste espaço são apresentados os dados com a configuração final da aeronave relacionados à estabilidade.

### Dados referentes à estabilidade para a distribuição de peso a)

Na tabela B1 é feita uma comparação com os resultados obtidos e parâmetros que mostram se a derivada de estabilidade está de acordo com os critérios de estabilidade propostos por Yechout (2014). É mostrado como exemplo dados da distribuição de peso a). Lembrando que essa distribuição de peso foi apresentada no item 5.2.2, mas obedece os parâmetros finais da aeronave, ou seja, com um tanque de combustível com capacidade de 23 kg (32 litros) e gastos de combustíveis mostrados no item 6 deste trabalho.

Tabela B 1– Derivadas de estabilidade para a distribuição de peso a)

Derivada de estabilidade	Valor	Sinal para ser estável segundo Yechout (2014)
CXu	-0,029	+ ou -
CLu	-0,0005	+ ou -
Cmu	0,032	+ ou -
CL $\alpha$	5,2	+
Cm $\alpha$	-0,79	-
CLq	6,51	+
Cmq	-12,52	-
CY $\beta$	-0,297	-
Cl $\beta$	-0,062	-
Cn $\beta$	0,078	+
CYp	-0,1	-
Clp	-0,6	-
Cnp	-0,076	+ ou -
CYr	0,242	+
Clr	0,153	+
Cnr	-0,054	-

Fonte: Autor (2018)

A Tabela B2 mostra alguns os dados aerodinâmicos e as propriedades de massa necessários para os cálculos de estabilidade para a distribuição de peso a).

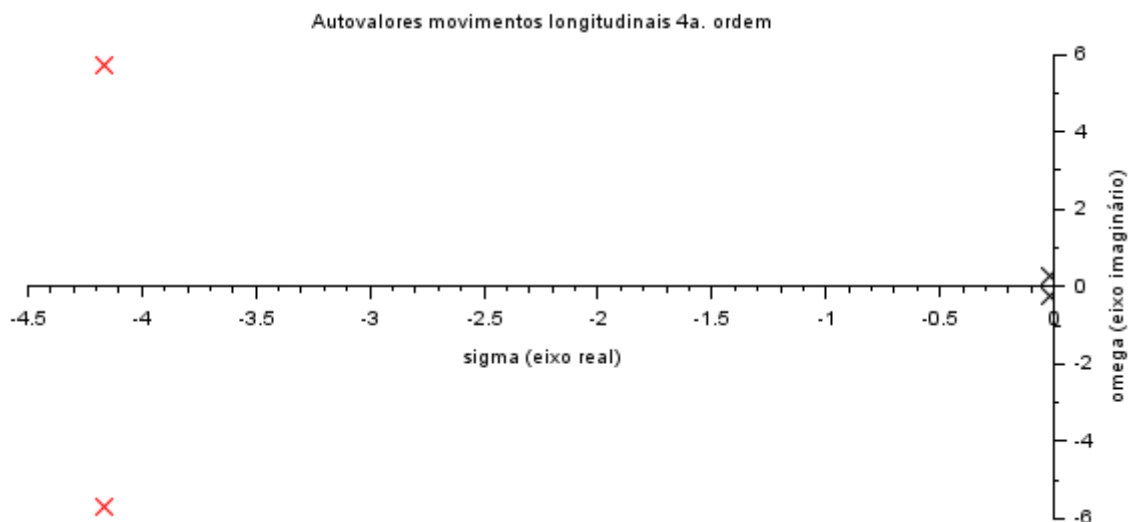
Tabela B 2 – Dados para cálculo de estabilidade da distribuição de peso a)

<b>Dados</b>	<b>Valor</b>
Massa	366,28 [kg]
XCG	1,671 [m]
ZCG	1,035 [m]
Ponto neutro	1,81 [m]
$I_{xx}$	212 [kg.m <sup>2</sup> ]
$I_{yy}$	240,6 [kg.m <sup>2</sup> ]
$I_{zz}$	327,6 [kg.m <sup>2</sup> ]
$I_{xz}$	20 [kg.m <sup>2</sup> ]
$C_L$	0,432
$C_{Di}$	0,015
$C_{D0}$	0,029
$\alpha_{trim}$	1,56°
$C_{D\alpha}$	0,573 [1/rad]
$C_{L\alpha}$	5,2 [1/rad]
$C_{m0}$	0,021
$C_{L0}$	0,28

Fonte: Autor (2018)

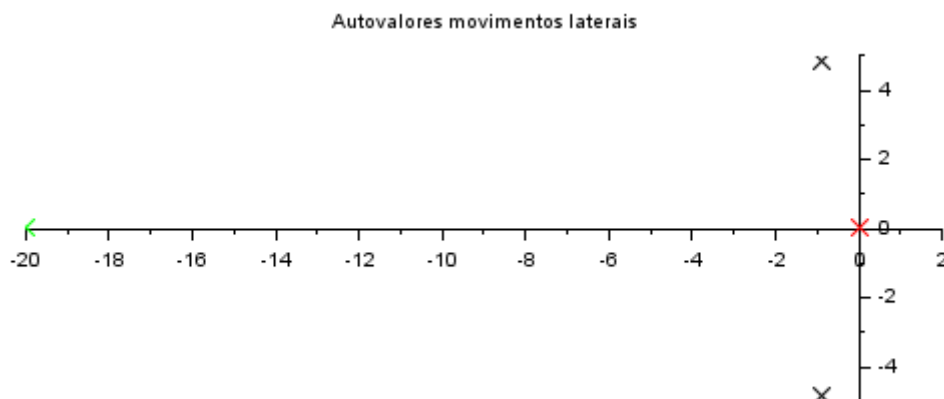
As Figuras B1 e B2 mostram os mapas de polos para os movimentos longitudinais e laterais para a estabilidade dinâmica da distribuição de peso a).

Figura B 1- Autovalores movimentos longitudinais



Fonte: Autor (2018)

Figura B 2- Autovalores movimentos látero- direcionais



Fonte: Autor (2018)

### Gráficos referentes à estabilidade

A seguir, temos alguns gráficos de valores relacionados à estabilidade e sua variação com as diferentes distribuições de peso propostas. Os dados utilizados são referentes aos valores finais encontrados para esse trabalho, e foram feitos para um voo de cruzeiro a 50 m/s a uma altitude de 3000 m, com exceção dos procedimentos de pouso e decolagem que foram avaliados ao nível do mar para um voo a 30 m/s. Para a decolagem foi assumido o peso máximo de

decolagem e para o pouso um piloto de 60 kg sem bagagens com cerca de 2 litros de combustível (1,5 kg).

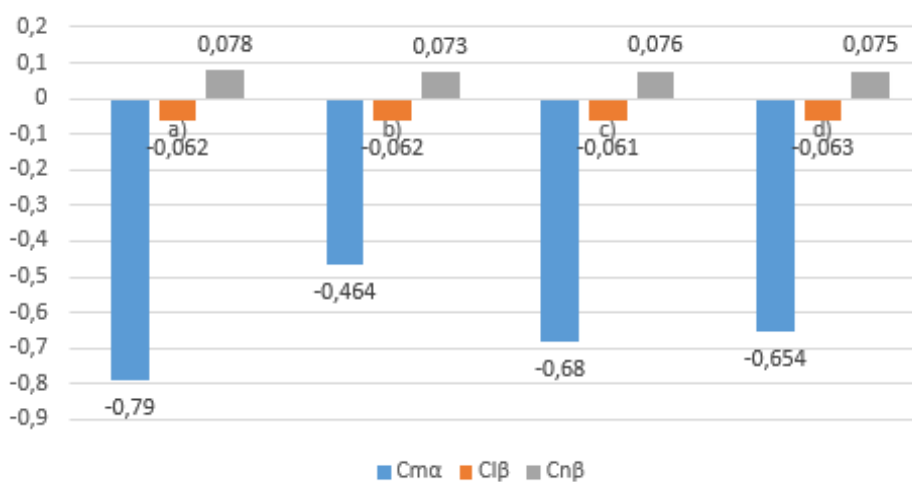
Para o voo em cruzeiro, classificado como fase de voo B, os critérios de estabilidade dinâmica e estática são mostrados no item 5.2.2. Já para os procedimentos de pouso e decolagem, fase de voo C, esses critérios são mostrados na Tabela B3, e seguem as informações contidas na norma MIL – F-8785 C para uma aeronave da classe 1.

Tabela B 3– Critério de qualidade de voo para a estabilidade dinâmica para os procedimentos de pouso e decolagem (fase de voo C) de aeronaves da classe 1

Parâmetro	Nível 1	Nível 2	Nível 3
$\xi_{\text{fugóide}}$	$> 0,04$	$> 0$	$T_{2 \text{ fugoide}} > 55s$
$\xi_{\text{período curto}}$	$1,3 > \xi_{pc} > 0,35$	$2 > \xi_{pc} > 0,25$	Sem limite $> \xi_{pc} > 0,15$
$\omega_n$ período curto	Figura B9	-	-
$\xi_r$ holandesa	$> 0,08$	$> 0,02$	$> 0$
$\xi \cdot \omega_n$ r. holandesa	$> 0,15$ [rad/s]	$> 0,05$ [rad/s]	-
$\omega_n$ r. holandesa	$> 1$ [rad/s]	$> 0,4$ [rad/s]	$> 0,4$ [rad/s]
$T_{\text{rolagem}}$	$< 1$ [s]	$< 1,4$ [s]	$< 10$ [s]
$T_{2 \text{ espiral}}$	$> 12$ [s]	$> 8$ [s]	$> 4$ [s]

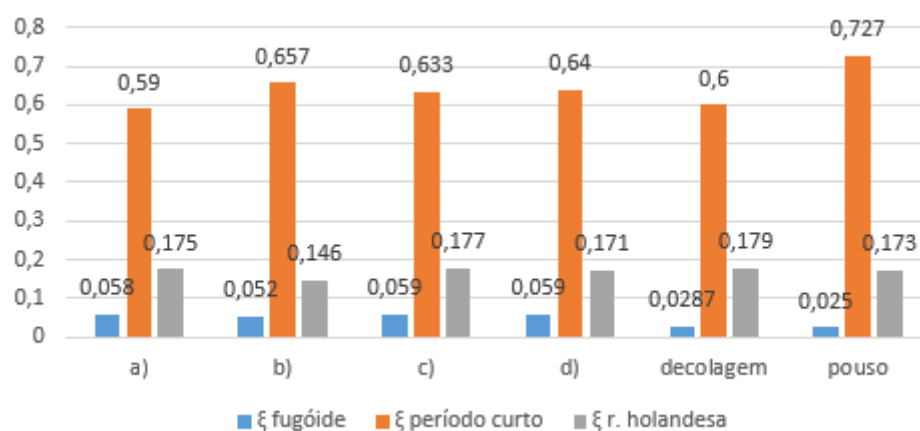
Fonte: MIL – F-8785C (1980)

Figura B 3– Gráfico dos parâmetros de estabilidade estática



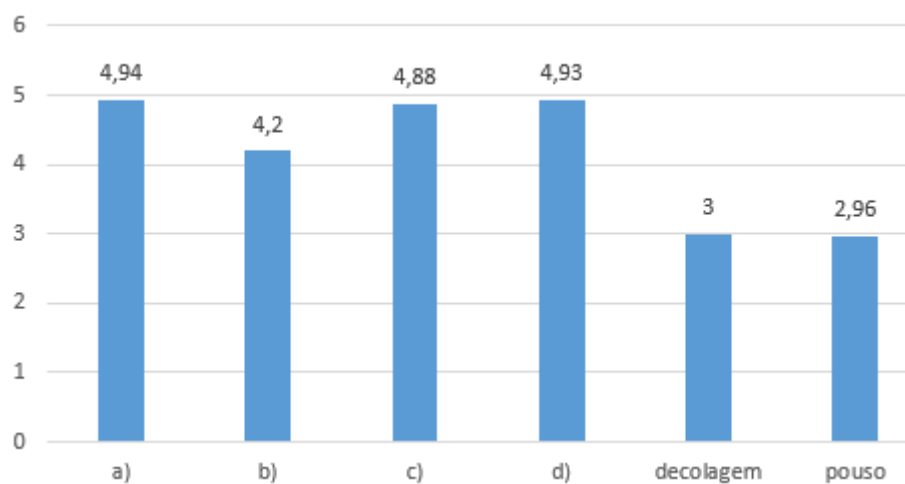
Fonte: Autor (2018)

Figura B 4– Fatores de amortecimento dos movimentos oscilatórios relacionados à estabilidade dinâmica



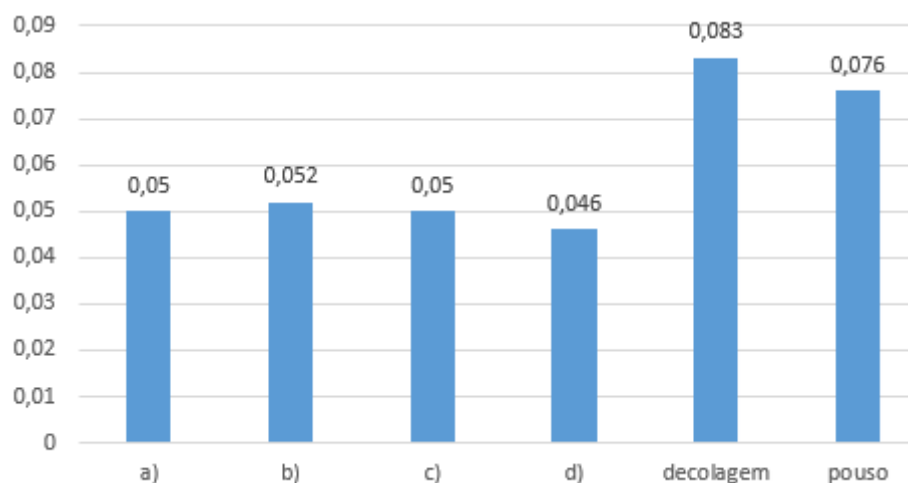
Fonte: Autor (2018)

Figura B 5– Frequência natural modo rolagem holandesa [rad/s]



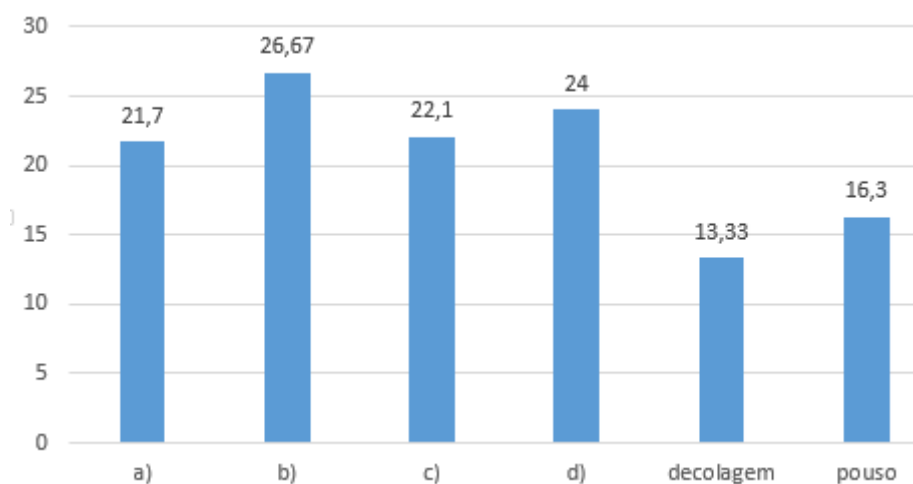
Fonte: Autor (2018)

Figura B 6– Constante de tempo para o modo rolagem [s]



Fonte: Autor (2018)

Figura B 7– Tempo para duplicar a amplitude do modo espiral [s]



Fonte: Autor (2018)

Como dito no item 5.2.2, a norma MIL-F-8785C sugere valores da frequência natural para o modo período curto através de gráficos baseados no fator de carga da aeronave em relação ao ângulo de ataque. Esses gráficos são mostrados nas Figuras B8 e B9, sendo que os dados para serem utilizados nos gráfico podem ser vistos na Tabela B4.

Segundo Roskan (1979), o valor de  $n/\alpha$  pode ser encontrado através da equação B.1, cuja dimensão é  $g^\circ/s/rad$ .

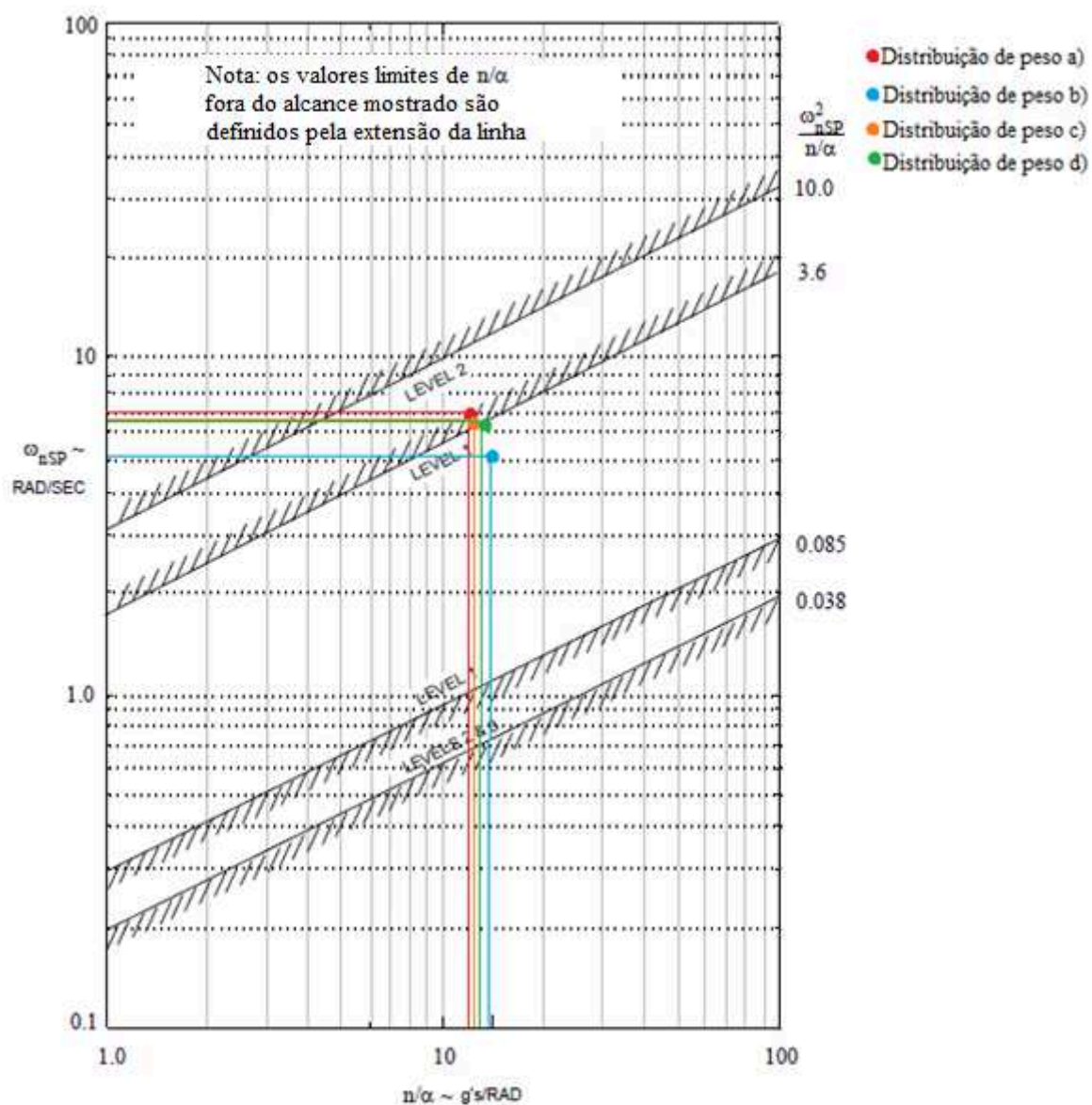
$$\frac{n}{\alpha} = \frac{qSC_{L\alpha}}{W} \quad (B.1)$$

Tabela B 4– Frequência natural para o modo período curto e  $n/\alpha$ 

<b>Condição de voo</b>	<b><math>\omega_n</math> período curto [rad/s]</b>	<b><math>n/\alpha</math> [g's/rad]</b>
<b>a)</b>	7	12
<b>b)</b>	5,14	14,5
<b>c)</b>	6,85	12,7
<b>d)</b>	6,84	13,36
<b>Pouso</b>	3,82	7
<b>Decolagem</b>	4,23	5,82

Fonte: Autor (2018)

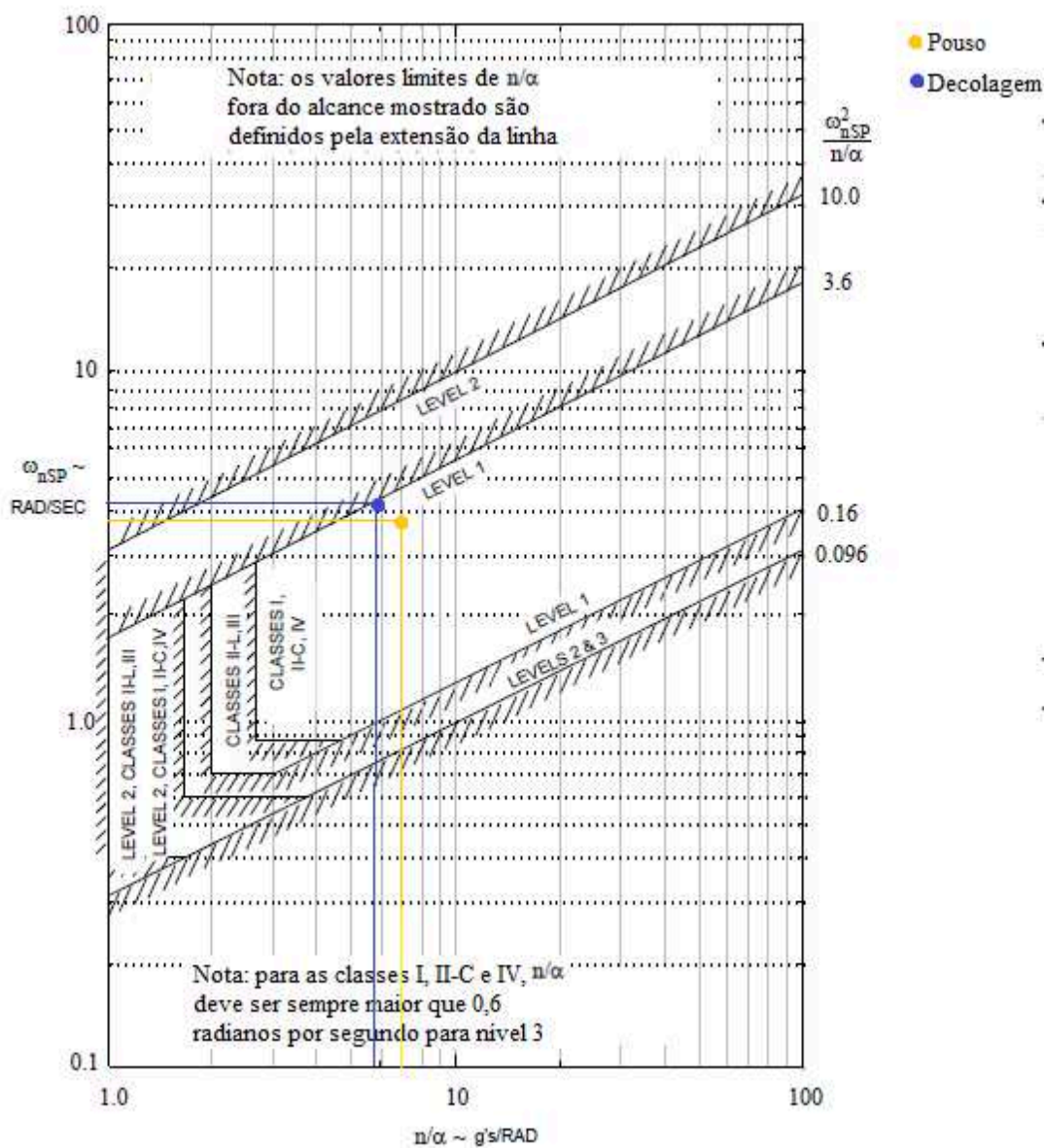
Figura B 8– Indicação do nível de qualidade do voo para o modo período curto com base na frequência natural e relação  $n/\alpha$  para voos em cruzeiro (fase de voo B)



Fonte: Adaptado de MIL-F-8785C (1980)



Figura B 9– Indicação do nível de qualidade do voo para o modo período curto com base na frequência natural e relação  $n/\alpha$  para pousos e decolagem (fase de voo C)



Fonte: Adaptado de MIL-F-8785C (1980)

Como dito no item 5.2.2, fizemos também a análise da estabilidade dinâmica da aeronave levando em conta os efeitos do motor. Como exemplo usamos a distribuição de cargas b), devido ao seu  $C_{ma}$  ser menor. Os resultados são mostrados na Tabela B-5 onde há apenas os modos de voo longitudinais, pois os latero direcionais não se alteraram.

Tabela B 5 – Estabilidade longitudinal dinâmica com efeitos do motor para a distribuição de carga b)

Modo	Autovalores	Fator de amortecimento
<b>Fugóide</b>	$s=-0,0135+-0,258i$	0,0523
<b>Período Curto</b>	$s=-3,384+-4,08i$	0,64

Fonte: Autor (2018)

A frequência natural do modo período curto foi de 5,3 rad/s. Ou seja, se compararmos esses valores com os da aeronave sem o motor veremos que a diferença final é muito pequena.

### Comentários finais sobre a estabilidade

Com relação a estabilidade estática vemos que nossa aeronave é estável e possui bons valores de  $C_{m\alpha}$ ,  $C_{l\beta}$ ,  $C_{n\beta}$  se comparados a aeronave Cessna 172 descrita no item 5.2.2, a qual é uma boa referência de estabilidade.

Na estabilidade dinâmica vemos que todos os modos de voo são classificados como nível 1, a exceção do modo fugóide nos procedimentos de pouso e decolagem. A norma MIL – F 8785C não distingue parâmetros desse modo para diferentes condições de voo como faz para os outros modos. Como o fugóide está diretamente ligado à relação L/D da aeronave, é esperado que seu fator de amortecimento caia quando essa relação cresce. Isso ocorre justamente nos procedimentos de pouso e decolagem, e como nossa aeronave não possui flaps, o arrasto é ainda menor nessas situações se comparado à outras aeronaves, dificultando ainda mais que cheguemos ao nível 1 nessas situações. Porém o fugóide é um modo que possui uma baixa frequência de oscilação, fazendo com que possa ser percebido e corrigido pelo piloto, principalmente em situações como o pouso e a decolagem, os quais exigem uma maior concentração por parte do mesmo. Dessa forma consideramos que, para a nossa proposta, esse fator não prejudica a qualidade de voo.

Outro fator que em geral ficou na fronteira dos níveis 1 e 2 do nível de qualidade de voo é o relacionado à frequência natural no modo período curto. Não podemos dizer que os valores encontrados nas Figuras B8 e B9 são ruins pois a maioria deu nível 1 para qualidade de voo. Porém se a frequência natural fosse menor, esses resultados seriam melhores. Uma análise na equação B.2, que segundo Yechout (2014) é uma aproximação para a frequência natural desse modo, sugere que a mesma depende da condição de voo e de características da aeronave como  $S$ ,  $C_{m\alpha}$  e  $I_{yy}$ . Reduzir a área da asa e o  $C_{m\alpha}$  traria problemas para o projeto, e o momento

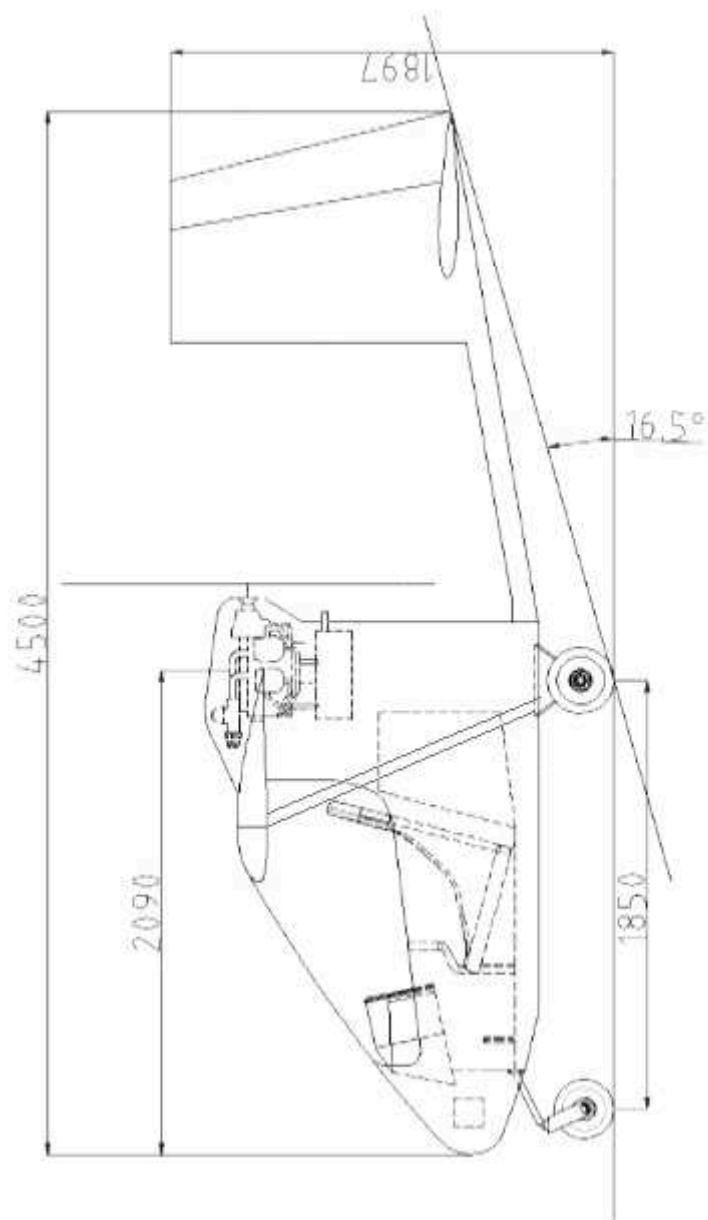
de inércia de massa em  $y$  é uma característica da aeronave que vem sendo desenvolvida desde o início do projeto, e é um parâmetro difícil de alterar. Temos que levar em conta também que os parâmetros de nível de qualidade de voo são para aviões militares, com característica diferentes de nossa aeronave, e que em geral são maiores e mais pesadas e possuem um momento de inércia de massa maior. Levando tudo isso em conta podemos dizer que os resultados mostrados na Tabela B4 e nas Figuras B8 e B9 são satisfatórios.

$$\omega_{n \text{ período curto}} \cong \sqrt{\frac{-C_{m\alpha} q S c}{I_{yy}}} \quad (\text{B.2})$$

Então de forma geral, mesmo com a dificuldade de termos uma aeronave com um comprimento pequeno se comparado a maioria dos outros aviões, conseguimos fazer com que nosso projeto tivesse bons valores de estabilidade, garantindo um bom voo para a nossa proposta.

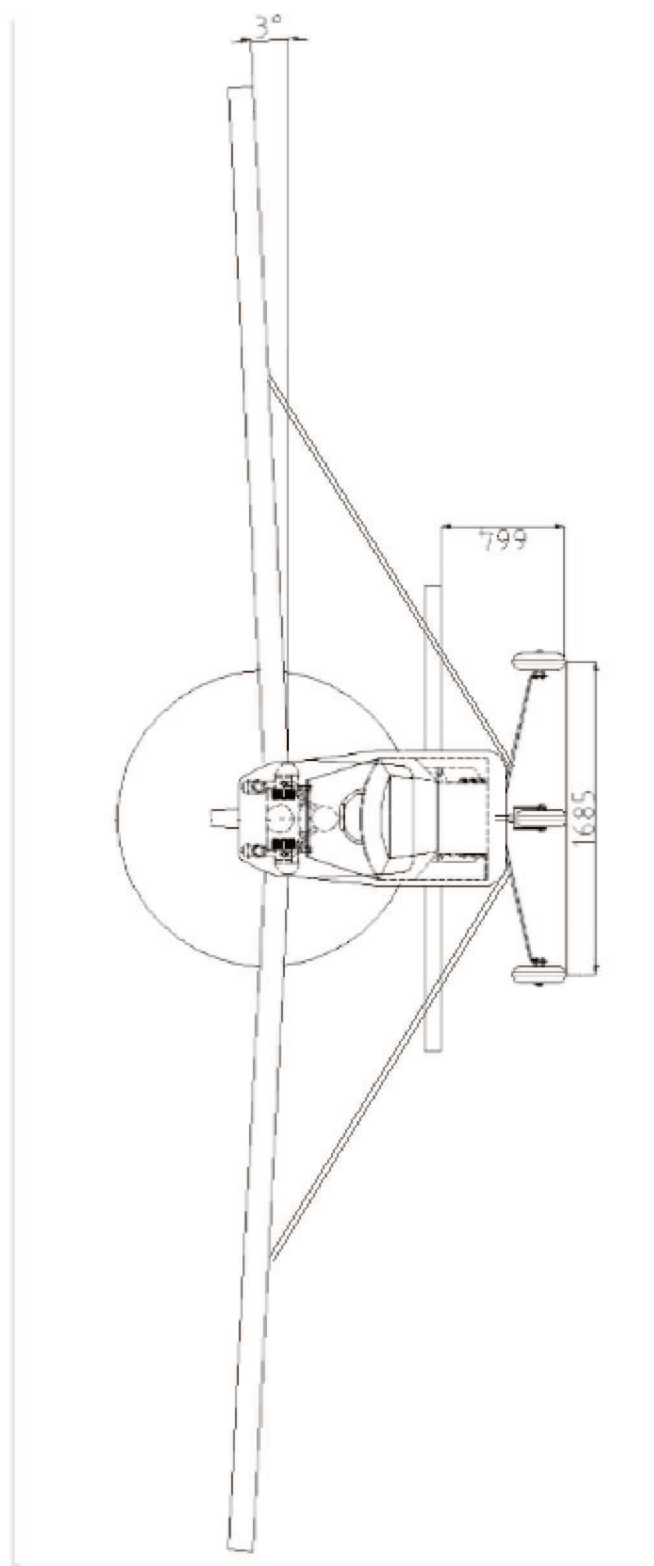
**APÊNDICE C – Dimensões e desenhos finais da aeronave**

Figura C 1– Vista lateral



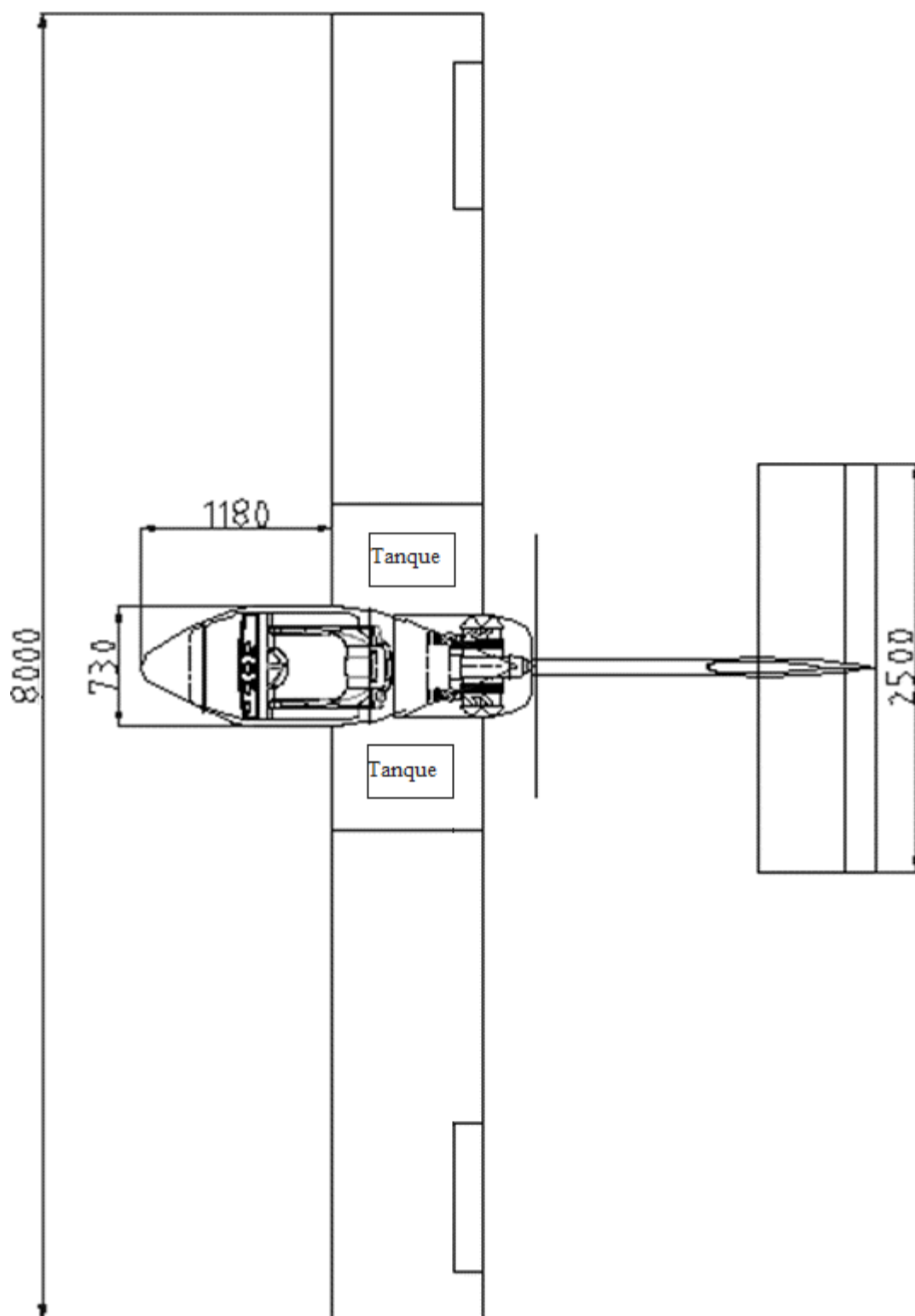
Fonte: Autor (2018)

Figura C 2– Vista frontal



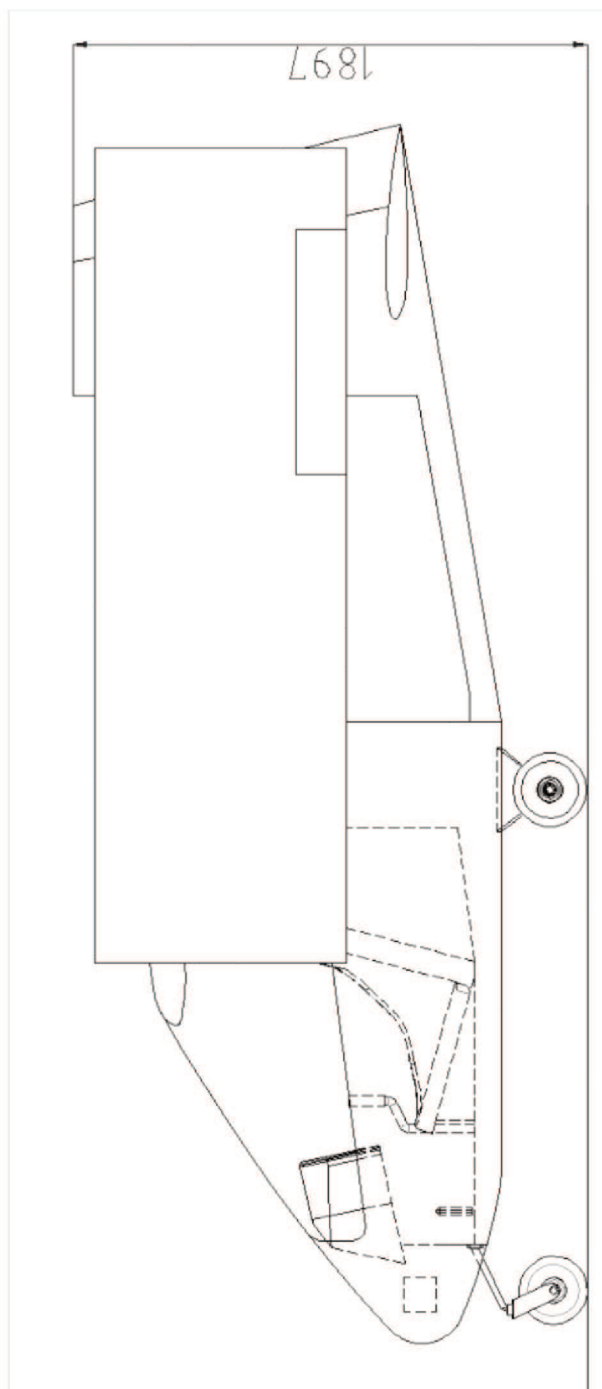
Fonte: Autor (2018)

Figura C 3– Vista superior



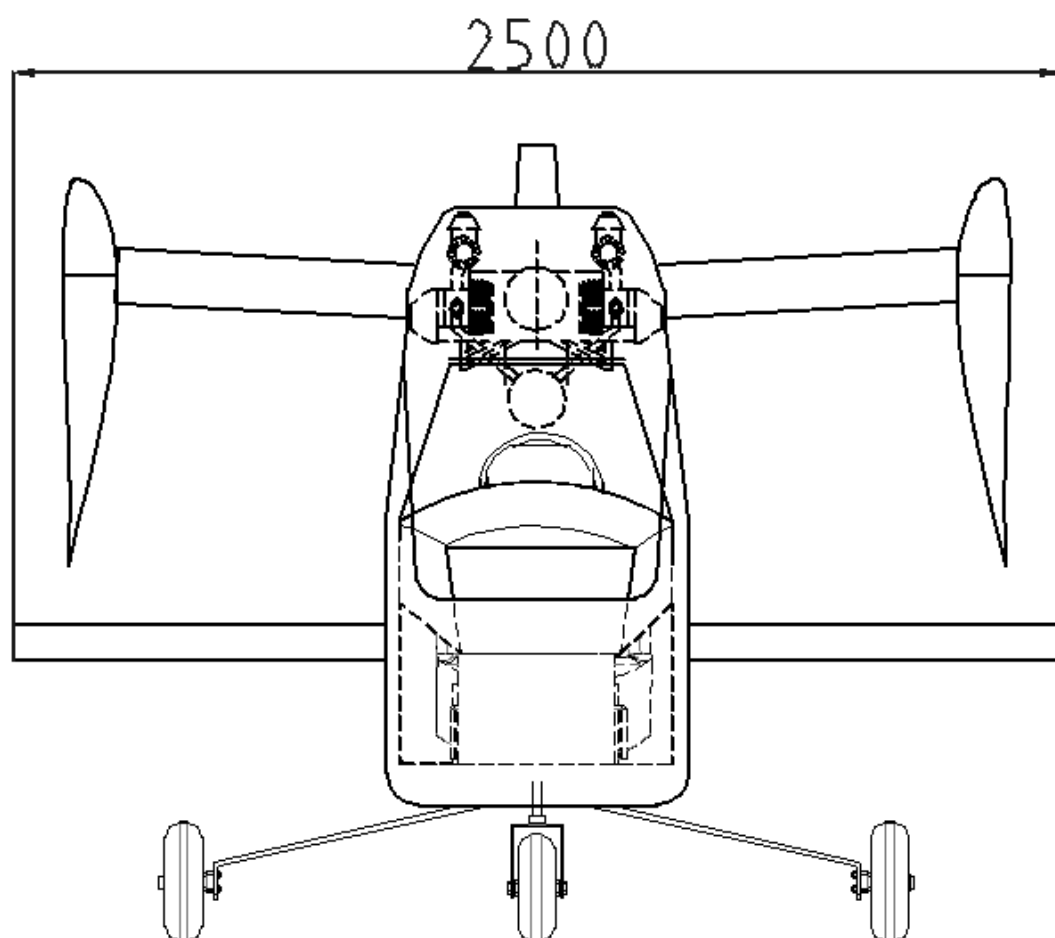
Fonte: Autor (2018)

Figura C 4– Vista lateral aeronave dobrada



Fonte: Autor (2018)

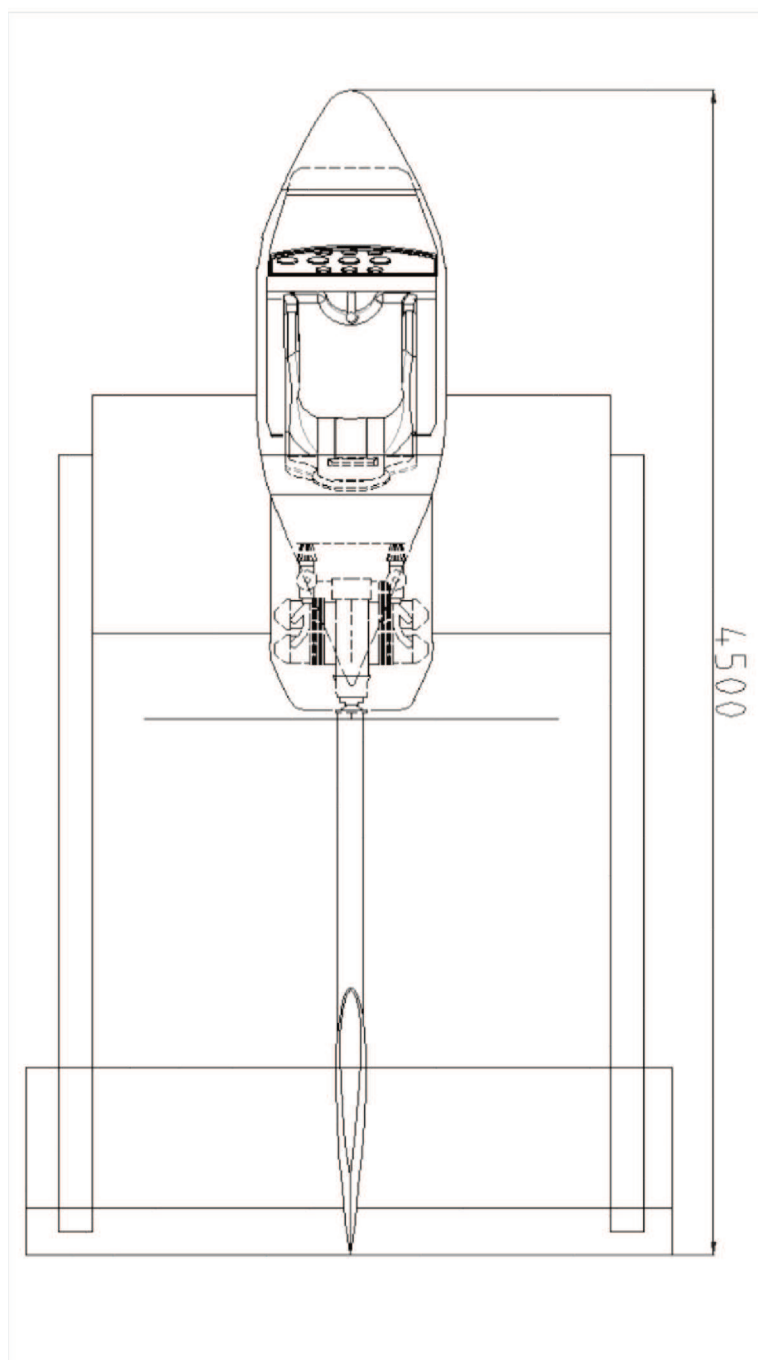
Figura C 5– Vista frontal aeronave dobrada



Fonte: Autor (2018)

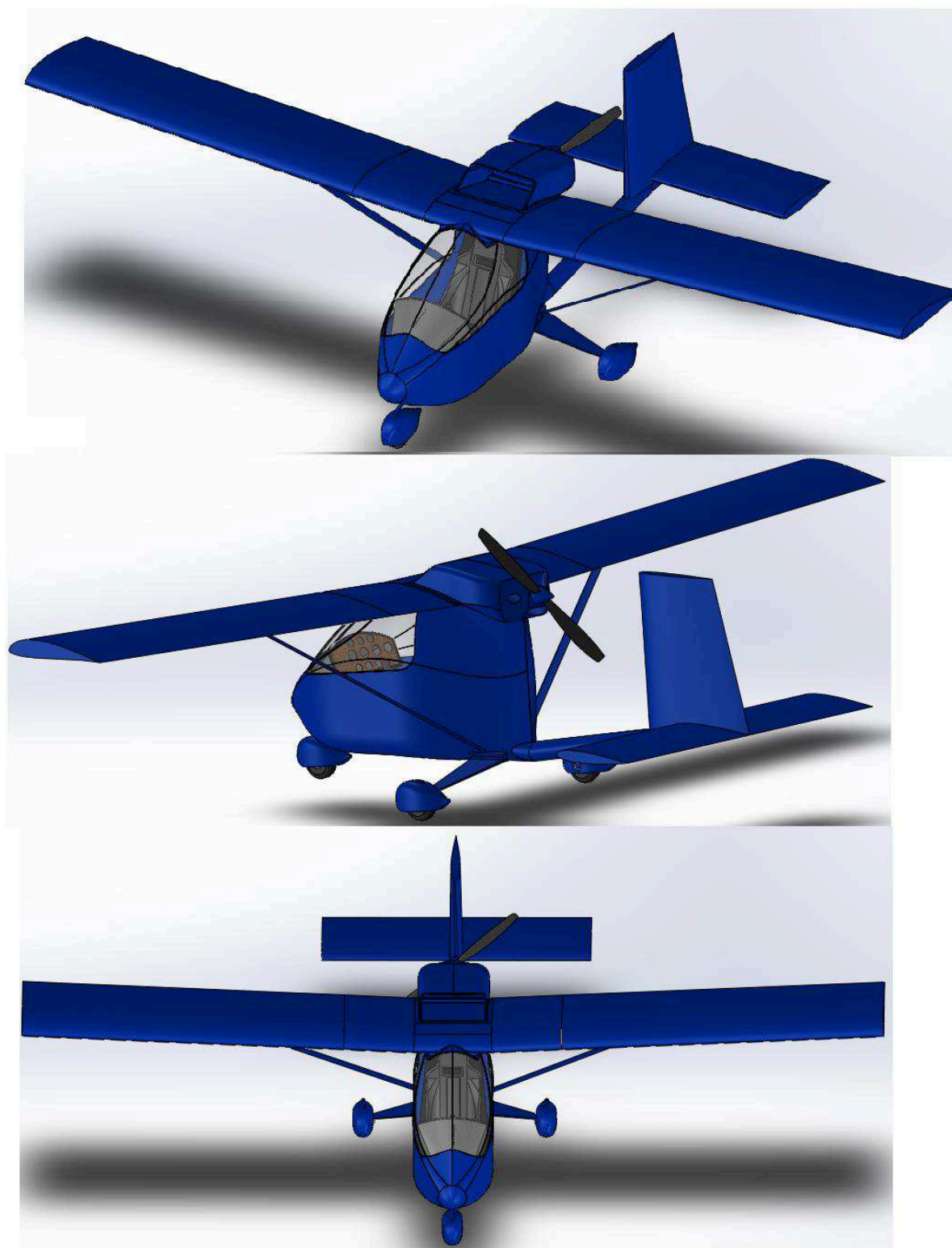


Figura C 6– Vista superior aeronave dobrada



Fonte: Autor (2018)

Figura C 7– Desenho final em SolidWorks®



Fonte: Autor (2018)

## APÊNDICE D – Matriz QFD

[illegible]